

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
им. профессора Н.Е. Жуковского
ЦАГИ

На правах рукописи



Десятник Павел Анатольевич

КРИТЕРИИ УПРАВЛЯЕМОСТИ НЕМАНЕВРЕННЫХ САМОЛЕТОВ В
ПУТЕВОМ КАНАЛЕ УПРАВЛЕНИЯ

Специальность 2.5.16
«Динамика, баллистика и управление
движением летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
кандидат технических наук,
старший научный сотрудник

Зайчик Лариса Евгеньевна

г. Жуковский
2021 г.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1 Постановка задачи и организация экспериментальных исследований на пилотажном стенде	22
1.1 Постановка задачи	22
1.2 Задачи пилотирования.....	25
1.3 Пилотажный стенд с подвижной кабиной ПСПК-102.....	29
1.4 Уравнения бокового движения, выделение обобщенных параметров	36
1.5 Выводы к Главе 1	40
2 Формирование требований к динамическим характеристикам путевого канала управления	41
2.1 Анализ существующих требований.....	41
2.2 Механизм влияния динамических характеристик на управляемость	45
2.3 Влияние параметров алгоритмов системы подвижности стенда на воспроизведение резкой реакции самолета	49
2.3.1 Обоснование достоверности данных, полученных при моделировании захода на посадку	54
2.4 Сравнение данных, полученных на пилотажном стенде с включенной и выключенной системой подвижности.....	56
2.5 Механизм возникновения резкой реакции из-за различных факторов.....	60
2.6 Критерий для прогнозирования резкой реакции в путевом канале управления.....	70
2.7 Выводы к Главе 2.....	73
3 Критерии для выбора чувствительности управления в путевом канале.....	75
3.1 Влияние характеристик боковой устойчивости и управляемости на выбор чувствительности в путевом канале управления.....	75
3.1.1 Влияние динамических характеристик ω_d и $\zeta_d \omega_d$	79
3.1.2 Влияние момента поперечной статической устойчивости	81
3.1.3 Влияние параметра n_z^β и скорости полета	84
3.1.4 Влияние загрузки педалей	85
3.1.5 Влияние динамики приводов в системе управления.....	88
3.1.6 Влияние характеристик поперечного канала управления	89
3.1.7 Влияние эффективности путевого управления.....	90
3.2 «Частотный» критерий для выбора оптимальной чувствительности управления в путевом канале	91
3.2.1 Краткая формулировка критерия.....	92

3.2.2	Обоснование критерия	94
3.2.3	Возможные упрощения критерия	101
3.3	«Временной» критерий для определения оптимальной чувствительности управления в путевом канале	102
3.3.1	Краткая формулировка критерия.....	102
3.3.2	Обоснование критерия.....	103
3.3.3	Возможные упрощения.....	107
3.4	Выводы к Главе 3	108
4	Критерий для выбора оптимальной взаимосвязи движений рыскания и крена	110
4.1	Влияние $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на управляемость при различных характеристиках боковой устойчивости и управляемости	111
4.1.1	Общая характеристика влияния $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на управляемость	111
4.1.2	Влияние других характеристик боковой устойчивости и управляемости на выбор оптимального $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$	118
4.1.3	Анализ влияния $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$	123
4.2	Критерий для оценки оптимальных величин $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$	126
4.2.1	Анализ известных критериев	126
4.2.2	Модель оценки летчиком влияния $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на управляемость.....	132
4.2.3	Предлагаемый критерий.....	136
4.3	Выводы к Главе 4.....	139
5	Оценка применимости разработанных критериев к выбору характеристик путевой управляемости современного высокоавтоматизированного магистрального самолета.....	140
5.1	Обеспечение удовлетворительных динамических характеристик	140
5.2	Обеспечение оптимальной взаимосвязи движений рыскания и крена	144
5.3	Оценка приемлемой чувствительности управления	150
5.4	Выводы к Главе 5.....	157
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	158
	СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	160
	ПРИЛОЖЕНИЕ А	169
	ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	171

ВВЕДЕНИЕ

Согласно данным Международной организации гражданской авиации (ИКАО), 75% всех авиационных происшествий связано с так называемым «человеческим фактором», риск возникновения которого во многом определяется характеристиками управляемости самолета. Поэтому вопросам оптимизации характеристик управляемости, развитию критериев управляемости и совершенствованию нормативных документов уделяется особое внимание.

Уже при создании первых самолетов проблема обеспечения устойчивости и управляемости возникла с максимальной остротой. Так первый самолет «Flyer» братьев Райт, выполненный по схеме «утка», был неустойчив в продольном канале, и летчику приходилось непрерывно вмешиваться в управление, чтобы парировать возмущения и поддерживать прямолинейный горизонтальный полет [1, 2]. Поэтому с самого начала развития авиации необходимо было решать задачи, которые остаются актуальными и на сегодняшний день:

- определение параметров характеризующих устойчивость и управляемость (УУ);
- требования к этим параметрам с точки зрения устойчивости и управляемости;
- оценка управляемости самолета при активных действиях летчика по управлению самолетом, т.е. исследование характеристик замкнутой системы «самолет-летчик».

Решение этих вопросов невозможно чисто теоретическим путем, «на бумаге», поскольку неотъемлемым элементом исследуемой системы является летчик. Поэтому исследование характеристик управляемости самолета является также экспериментальной задачей. Решение этой задачи в реальном полете связано с высоким риском, поскольку аварии и катастрофы самолета с плохими характеристиками устойчивости и управляемости весьма возможны. В связи с этим, основная доля исследований управляемости самолета, определения и нормирования характеристик УУ, формирования критериев управляемости, разработка математических моделей летчика должна проходить на земле, на

пилотажных стендах и тренажерах, и лишь затем эти результаты должны подтверждаться в летных испытаниях. Здесь возникают еще несколько весьма важных вопросов, например, как результаты, полученные на пилотажных стендах, соответствуют результатам, полученным в реальном полете, и как преобразовать субъективные оценки летчиков в количественную форму и согласовать эти оценки с объективными показателями точности пилотирования, запасами устойчивости и т.д.

Последние 30-40 лет решением этих вопросов занимались специалисты ЦАГИ, ВВИА им. Жуковского, МИЭА, МАИ, ГосНИИАС, другие научно-исследовательские авиационные организации, а также конструкторские бюро С.В. Ильюшина, А.С. Яковлева, А.Н. Туполева, П.О. Сухого, А.И. Микояна и других. Основополагающий вклад в развитие теории устойчивости и управляемости внесли И.В. Остославский, Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев, Ю.П. Гуськов, Г.И. Загайнов, В.Л. Суханов, А.В. Ефремов, В.М. Кувшинов, Ю.Ф. Шелюхин, Ю.Б. Дубов, Ю.Г. Оболенский [3-14] и многие другие российские ученые. Среди иностранных работ необходимо отметить работы Д. МакРуера, И. Ашкеназа, Т. Нила, Р. Смита, Р. Хоха, Д. Ходжкинсона, Д. Митчелла [15-24]. Проведенные исследования были посвящены фундаментальным вопросам теории устойчивости и управляемости, улучшению характеристик УУ за счет широкого использования средств автоматизации, созданию критериев управляемости и методов выбора и нормирования динамических и статических характеристик управляемости самолетов различных классов и назначения.

Большой вклад в развитие экспериментальных методов исследования динамики полета, оценки пилотажных характеристик, методики проведения исследований на наземных пилотажных стендах внесли российские ученые А.Н. Предтеченский, А.В. Оглоблин, В.В. Родченко, А.Г. Бюшгенс, Л.Е. Зайчик, Д.В. Верещиков [25-30] и другие. В работах иностранных авторов [31-33], таких как Д. Купер, Р. Харпер, была разработана и получила широкую известность 10-балльная шкала оценок летчика (так называемая шкала Купера-Харпера),

которая стала унифицированным инструментом при проведении экспериментальных исследований характеристик УУ самолетов. В 80-х годах шкала Купера-Харпера была адаптирована к применению российскими учеными, были обоснованы статистические свойства получаемых оценок летчика и методика работы с ними [25].

Важность исследуемой проблемы отражена в большом количестве нормативных документов, как зарубежных [34-38], так и отечественных [39-43], где определены основные классы самолетов, даны характеристики выполняемых задач, приведены различные критерии управляемости и требования, выдвигаемые к характеристикам устойчивости и управляемости.

Тем не менее, в рассматриваемой области остается достаточно много нерешенных проблем. Так, управляемость самолета в путевом канале изучена гораздо меньше, чем в продольном или поперечном каналах управления. Это объясняется тем, что на воздушных участках движения самолета руль направления не рассматривается как основное средство управления самолетом (в обычном полете он либо вообще не используются, либо используется только для поддержания нулевого угла скольжения при входе в координированный вираж). Однако летчику приходится использовать руль направления в самых ответственных ситуациях, когда нет другой возможности безопасно продолжить или завершить полет. К таким ситуациям относится, например, посадка с боковым ветром или с большим боковым отклонением от ВПП, когда из-за близости земли большие величины углов крена недопустимы и посадка возможна только с использованием руля направления.

В последние годы работы по развитию методов выбора характеристик путевой устойчивости и управляемости приобрели особую **актуальность** в связи с рядом инцидентов и катастроф, обусловленных недостатками характеристик путевого канала управления [44, 45]. Эти недостатки, в конечном счете, обусловлены тем, что в настоящее время отсутствуют надежные критерии и требования к характеристикам в путевом канале управления.

Степень разработанности темы исследования. Безопасность полета и управляемость самолета в путевом канале управления в полной мере определяется динамическими характеристиками, характеристиками чувствительности и эффективности управления и характеристиками, определяющими взаимное влияние движений рыскания и крена.

В отечественных и зарубежных нормативных документах [34, 39] существуют требования к собственной частоте ω_d и демпфированию $\zeta_d \omega_d$ бокового движения. Однако они не закрывают все вопросы управляемости в боковом канале. Как показывают проведенные эксперименты, при некоторых динамических характеристиках, удовлетворяющих названным требованиям, возможно возникновение так называемой резкой реакции (РР) самолета на действия летчика, которая выражается в появлении высокочастотных (пиковых) боковых перегрузок в кабине экипажа и вызывает негативные ощущения летчика. Как будет показано в Главе 2, степень РР зависит от интенсивности движения рыскания и определяется отношением возникающих боковых перегрузок к создаваемой скорости рыскания.

До сих пор явление РР встречалось только в продольном и поперечном каналах управления [46, 47]. Для современной неманевренной авиации характерно повышение эффективности и чувствительности путевого управления, а для самолетов больших размеров характерны большой вынос летчика относительно центра тяжести самолета и пониженные собственные частоты упругих колебаний конструкции. Все это дает основание предполагать, что при создании новых самолетов явление РР может появиться и в путевом канале управления. Так, проведенные экспериментальные исследования на подвижном пилотажном стенде с моделью самолета МС-21-300 выявили тенденцию к РР самолета в путевом канале. Поэтому развитие методов предсказания и предотвращения РР в путевом канале управления является актуальной задачей.

Безопасность полета и управляемость самолета в путевом канале управления существенным образом определяются характеристиками

чувствительности и эффективности управления. Однако в имеющихся нормативных документах [39, 40] указывается только, что эффективность путевого управления должна быть достаточной для балансировки самолета при определенном боковом ветре и отказе критического двигателя. Ни в нормативных документах, ни в других публикациях не содержится конкретных рекомендаций по выбору чувствительности и эффективности в путевом канале управления.

Выбор характеристик чувствительности управления представляет собой довольно сложную проблему в связи с тем, что чувствительность управления сложным образом зависит от характеристик загрузки рычага управления, динамических характеристик самолета и задач пилотирования. Известный ученый в области критериев управляемости и моделей летчика Д. МакРуер (D. McRuer) оценил процедуру выбора оптимальной чувствительности управления как «нетривиальную задачу», решение которой по его мнению возможно только экспериментальным путем [48]¹. Однако эмпирический путь выбора чувствительности управления предполагает проведение большого количества экспериментов, но, тем не менее, не гарантирует оптимальности выбора этой характеристики. Поэтому задача создания расчетной методики определения оптимальной чувствительности управления является актуальной.

В работе [47] был создан теоретический подход к выбору оптимальной чувствительности управления самолетов различных типов и в различных каналах управления. Этот подход был применен к выбору характеристик чувствительности в каналах тангажа и крена, и его работоспособность была доказана хорошим совпадением расчетных и экспериментальных данных. Поэтому представляется целесообразным использовать этот теоретический

¹ «Нет никаких сомнений в том, что определение оптимальной чувствительности управления (коэффициента усиления) имеет первостепенное значение для обеспечения хорошей управляемости, эффективного взаимодействия летчика и самолета и отсутствия у него тенденции к РСЛ.... Выбор надлежащей чувствительности управления является нетривиальным аспектом создания каждого нового самолета. В настоящее время нет других методов, кроме эксперимента, для выбора оптимальной чувствительности управления.»

подход для разработки критериев для выбора чувствительности управления в путевом канале.

Исследование и нормирование характеристик путевого управления невозможно без рассмотрения взаимодействия движений крена и рыскания. Существует много факторов, определяющих взаимодействие движений крена и рыскания, включая степень поперечной устойчивости самолета, эффективность руля направления по крену, перекрестные вращательные производные, влияние весовой составляющей при наличии крена. Как будет показано в работе, основным фактором взаимного влияния движений рыскания и крена при управлении педалями является производная поперечной устойчивости - \bar{M}_x^β .

Современные магистральные самолеты (Boeing-737, 767, А-320, 330 SSJ-100 и др.) обладают, как правило, большими запасами поперечной статической устойчивости \bar{M}_x^β на посадочных режимах полета, что связано с конструктивными особенностями этих самолетов, а именно, большой положительной V-образностью низко расположенного стреловидного крыла большого удлинения с двигателями, находящимися под крылом на пилонах. Значительные величины момента поперечной статической устойчивости могут породить сильное взаимодействие движений рыскания и крена, что существенно затрудняет пилотирование самолета и, как свидетельствует статистика, является причиной многих случаев, приводящих к критическим ситуациям. На это, например, указывается в публикации Криса Брэди (Chris Brady) «The Boeing 737 Technical Guide» [44]: «Самолет имеет чрезмерную поперечную устойчивость, особенно при выпущенных закрылках. Это усложняет его пилотирование и причиняет неудобства пассажирам при полете в беспокойной атмосфере».

Согласно комментариям летчиков, принимавших участие в экспериментах, при управлении педалями в путевом канале вблизи земли существует некая определенная желаемая для летчиков реакция самолета по крену при наличии скольжения. Для неавтоматизированного самолета эта реакция определяется

параметром \bar{M}_x^β , который характеризует угловое ускорение по крену, вызванное углом скольжения, т.е. величину $\dot{\omega}_x^\beta$. При наличии достаточно простых устройств повышения устойчивости (демпферы крена и рыскания, автомат путевой устойчивости) можно определить эквивалентную характеристику $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, учитывающую работу автоматических устройств. При более сложных законах управления в боковом канале можно использовать эквивалентные характеристики ($\dot{\omega}_x^\beta$ и др.). В данной работе будет использован термин $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, который не является аэродинамической производной в чистом виде, но определяет интенсивность реакции самолета, в том числе автоматизированного, в путевом канале при появлении угла скольжения.

Существующие нормативные документы не дают рекомендаций по степени влияния движения крена на управляемость в путевом канале, за исключением необходимости обеспечения «правильности» реакции самолета по крену на действия педалями [34, 39, 40]. Попытки применения существующих критериев (λ^2 -критерий, критерий γ/β и χ -критерий) показали их неэффективность для оценки оптимальных величин $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ (см. Главу 4). В связи с отсутствием теоретических подходов к определению благоприятного взаимодействия движений рыскания и крена, выбор величины $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ в настоящее время производится эмпирически [49-52], что существенным образом удлиняет сроки отработки характеристик системы управления самолета и не гарантирует оптимальности выбора этих характеристик. Поэтому создание критерия для выбора желаемых величин $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, определяющих форму и степень влияния движения крена на характеристики управляемости в путевом канале, является актуальной задачей.

Для создания любого критерия управляемости необходимы достоверные экспериментальные данные. По сравнению с продольным каналом в боковом канале управления существует тесная взаимосвязь поперечного и путевого движения, что определяет объем и сложность проводимых экспериментальных

исследований. Этим, по-видимому, объясняется тот факт, что экспериментальные данные, необходимые для создания рассматриваемых в настоящей работе критериев, разрозненны, недостаточны, либо отсутствуют вообще. В данной работе были проведены систематические экспериментальные исследования на пилотажных стендах ЦАГИ для выявления влияния на управляемость собственной частоты ω_d , демпфирования $\zeta_d \omega_d$, постоянной времени движения крена $T_{кр}$, чувствительности путевого управления угловым движением самолета ($\bar{M}_y^{X_H}$), поперечной статической устойчивости самолета (\bar{M}_x^β) и других параметров бокового движения в различных задачах пилотирования и при различных условиях пилотирования.

Некорректное воспроизведение условий полета может существенным образом исказить получаемые результаты [29, 53-55]. Расхождение результатов стендовых и летных исследований могут быть вызваны как техническим несовершенством характеристик пилотажного стенда, так и неправильным воспроизведением перегрузок и угловых ускорений на пилотажных стендах. В связи с этим особое внимание в работе уделено выбору законов управления подвижностью кабины.

Важным фактором, определяющим особенность методики проводимых исследований, является необходимость определения обобщенных параметров для создания критериев управляемости. Обобщенные параметры используются во многих критериях управляемости [5, 9, 21, 22]. Формулирование критериев в обобщенных параметрах позволяет выявить физическую сущность критериев и определить круг основных факторов, влияющих на выбор характеристик управляемости. Тем не менее, использование разработанных критериев для выбора динамических характеристик, чувствительности управления и взаимодействия движений рыскания и крена применительно к современным высокоавтоматизированным самолетам может вызвать определенные трудности, т.к. динамика высокоавтоматизированного самолета описывается уравнениями более высокого, чем второй, порядка. В связи с этим разработаны и

представлены способы использования критериев при создании современного высокоавтоматизированного самолета и, тем самым, доказывається эффективность разработанных критериев.

Цель исследования состоит в создании и развитии критериев управляемости в путевом канале неманевренного самолета (3-й класс) в задачах управления категории А и Б (быстрое маневрирование, точное слежение, управление траекторией, взлетно-посадочные этапы полета).

В работе решаются следующие **основные задачи**:

- разработка процедуры и проведение стендовых исследований для создания базы данных по влиянию различных характеристик бокового движения (динамические, статические характеристики) на управляемость самолета в путевом канале;
- анализ влияния характеристик бокового движения самолета на тенденцию к возникновению резкой реакции самолета на управляющие действия летчика в путевом канале управления;
- обеспечение высокого качества воспроизведения на пилотажном стенде действующих на летчика боковых ускорений, как основного фактора, определяющего оценку летчика резкости реакции самолета на управляющие действия в путевом канале;
- разработка единого подхода к формированию критериев для выбора оптимальной чувствительности управления и оптимальной величины параметра $\bar{M}_{x_{ЭКВ}}^B$, обеспечивающего наилучшее взаимодействие движения рыскания и крена при управлении педалями;
- обоснование применимости разработанных критериев к выбору характеристик управляемости в путевом канале управления современного пассажирского самолета.

Последовательное решение этих задач позволит создать комплекс взаимосвязанных критериев для оценки управляемости самолета в путевом

канале как в расчетных, так и в экспериментальных исследованиях, начиная со стадии эскизного проектирования.

Объектом исследования является путевой канал управления неманевренного самолета в задачах категории А и Б.

В качестве **предмета исследования** в работе рассматривается управляемость неманевренного самолета в путевом канале на взлетно-посадочных этапах полета.

Научная новизна результатов исследования:

1. Создана база экспериментальных данных, которая позволила выявить закономерности влияния основных параметров бокового движения на управляемость неманевренного самолета в путевом канале. В отличие от имеющихся в литературе отдельных экспериментальных данных, представленная в работе база данных получена в единых условиях, является упорядоченной и полной по количеству рассмотренных параметров и глубине проработки их влияния на управляемость в путевом канале.

2. Создан критерий для оценки тенденции к резкой реакции самолета в путевом канале на управляющие действия летчика в зависимости от различных характеристик бокового движения самолета.

3. Предложен модифицированный алгоритм управления системой подвижности кабины пилотажного стенда в боковом канале для выявления тенденции к резкой реакции самолета на управляющие действия летчика в путевом канале. Предложенный алгоритм расширяет спектр частот воспроизводимой перегрузки с учетом технических ограничений по перемещениям стенда при одновременном выполнении условия минимизации возникающих у летчика ложных ощущений при движении кабины стенда.

4. Разработана система критериев, позволяющих расчетным методом выбирать оптимальные величины чувствительности управления $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_n}$ и оптимальные величины параметра $\bar{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$, исходя из значений амплитудно-частотных характеристик, соответственно углового движения рыскания и

линейного бокового перемещения самолета на некоторой характерной частоте. Входящие в математические выражения этих критериев константы, определяющие влияние характеристик загрузки педалей и величину характерной частоты, одинаковы для определения как $\tilde{M}_{y \text{ эквopt}}^{X_n}$, так и $\bar{M}_x^B \text{ эквopt}$.

Теоретическая значимость работы состоит в создании подхода, основанного на обобщении свойств летчика как звена в контуре управления, общего для выбора оптимальной чувствительности управления угловым движением в путевом канале неманевренного самолета и параметра, определяющего наилучшую взаимосвязь движений рыскания и крена при управлении педалями, с учетом взаимовлияния этих параметров и зависимости от других характеристик бокового канала управления. Критерии, созданные на базе этого подхода, могут быть распространены на другие классы самолетов при условии определения входящих в их математические выражения констант.

Практическая значимость диссертационной работы состоит в том, что разработанные критерии управляемости, рекомендации к нормативным документам и рекомендации по моделированию на подвижных пилотажных стендах существенным образом сокращают сроки и затраты на наземную и полетную отработку характеристик управляемости в путевом канале современных неманевренных самолетов, повышают достоверность получаемых экспериментальных данных, гарантируют оптимальность выбора характеристик бокового движения и обозначают пути улучшения управляемости самолета в путевом канале.

Результаты работы использовались при проведении исследований по государственному контракту «Безопасность», «Рубикон», при исследовании характеристик устойчивости и управляемости пассажирского регионального самолета SSJ-100 и среднемагистрального самолета MC-21.

Методология и методы исследования. В диссертационной работе использовались методы экспериментальных исследований и математического

моделирования, которые обычно используются при решении задач динамики и управления движением летательных аппаратов.

Положения, выносимые на защиту

1. Экспериментальная база данных по влиянию различных характеристик бокового движения на управляемость самолета в путевом канале на взлетно-посадочных этапах полета.

2. Критерий оценки резкой реакции на управляющие действия летчика и рекомендации по выбору характеристик путевого канала управления.

3. Рекомендации по модификации алгоритмов управления движением кабины пилотажного стенда при изучении явления резкой реакции самолета на управляющие действия летчика в путевом канале управления.

4. Единый подход к формированию критериев управляемости для выбора характеристик путевого канала управления:

– оптимальной чувствительности управления $\tilde{M}_{уЭКВ}^{X_n}$;

– параметра $\bar{M}_{x_{ЭКВ}}^B$, обеспечивающего наилучшую взаимосвязь движения рыскания и крена при управлении педалями неманевренного самолета.

Достоверность результатов обеспечивается корректным использованием методов исследования динамики полета, методов экспериментальных исследований на пилотажных стендах с использованием объективных показателей и субъективных оценок летчиков и подтверждается хорошим совпадением расчета по разработанным критериям с экспериментальными данными, полученными в настоящей работе. Работоспособность и эффективность разработанных критериев подтверждена их использованием при выборе параметров системы управления в путевом канале современного высокоавтоматизированного пассажирского самолета МС-21-300.

Апробация работы.

Основные результаты докладывались на международных конференциях:

1. 2008, 2009 American Institute of Aeronautics and Astronautics [56, 57];

2. 2010 The International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS) [58];

3. 2013, 2015 European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCAS) [59, 60];

4. 13-я Международная конференция «Авиация и космонавтика 2014» [61];

5. XV Российско-Китайская Конференция по Фундаментальным Проблемам Авиации 2017 [62].

Кроме того, результаты диссертации были изложены на следующих российских и отраслевых конференциях и научных семинарах:

1. XXIII, XXV, XXVI Научно-техническая конференция по аэродинамике [63-65];

2. V Международная научно-практическая конференция «Академические Жуковские чтения» 2017 [66];

3. Семинар «Динамика и управление полетом летательных аппаратов» 2020 [67];

4. Третья Российско-Германская неделя молодых ученых 2013 [68].

Результаты диссертационной работы используются в учебном процессе аспирантуры ЦАГИ в лекционном курсе по дисциплине «Экспериментальные и теоретические методы исследования управляемости самолетов», читаемой аспирантам 4-го курса обучения по специальности 05.07.09 «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов».

Публикации.

Основные результаты диссертационной работы изложены в четырех статьях, опубликованных в 2 российских журналах, рекомендуемых ВАК:

1. «Вестник Московского Авиационного Института» [53, 69]

2. «Ученые записки ЦАГИ» [70, 71],

а также в изданиях, включенных в реферативную библиографическую базу Scopus, в том числе, в 13 трудах научных конференций: публикации статей в международных конференциях AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.) в научных секциях Atmospheric Flight Mechanics [56] и Modeling and Simulation Technologies [57], в сборнике 58th Israel Annual

Conference on Aerospace Sciences [72]. Всего по теме диссертации опубликовано 18 работ.

Личный вклад.

Вклад автора в работу по теме диссертации заключается в модификации уравнений бокового движения самолета с целью выделения обобщенных параметров, в методических рекомендациях по алгоритмам управления системой подвижности кабины стенда, в разработке новых критериев управляемости в путевом канале для выбора оптимальных величин чувствительности управления и оптимальной взаимосвязи движений рыскания и крена. Автором проведено обоснование эффективности разработанных критериев применительно к современным высокоавтоматизированным самолетам и предложены варианты их реализации путем рационального выбора параметров системы управления. Автор принимал личное участие в проведении всех экспериментальных исследований на пилотажных стендах ЦАГИ. Все расчеты, приведенные в диссертации, проведены автором лично.

Область исследования соответствует пунктам паспорта специальности 2.5.16 «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов», а именно, «Динамическое проектирование управляемых летательных аппаратов и исследование динамики их движения».

Структура и содержание исследований. Работа состоит из пяти Глав, Введения, Заключения и двух Приложений.

В Главе 1 сформулированы задачи исследований, определены условия эксперимента и разработана методика проведения экспериментов. В частности, определены сценарии экспериментов, в которых определяются условия появления резкой реакции самолета в путевом канале. Дается описание стенда ПСПК-102, на котором проводились эксперименты, и характеристики отдельных его систем. Большое внимание уделяется моделируемому уравнениям движения. В работе использовались уравнения движения в обобщенных параметрах. Именно такой подход обычно используется при разработке любого критерия управляемости (например, Нил-Смит [73], λ^2 -критерий [9], χ -критерий [5, 52] и

др.) для того, чтобы результаты могли быть применены к самолетам с любым уровнем автоматизации систем управления.

Дается описание характеристик моделируемого самолета и задач пилотирования, в которых особая роль уделялась режимам посадки, т.к. это один из самых ответственных режимов полета, в которых управление педалями играет важную роль.

Глава 2 посвящена анализу экспериментальных данных по влиянию динамических характеристик на управляемость самолета в путевом канале. Проводится сравнение полученных данных с имеющимися зарубежными требованиями [34], определяются недостатки этих требований и даются рекомендации по улучшению требований к динамическим характеристикам с учетом влияния различных характеристик путевого канала управления.

Показано, что требования к динамическим характеристикам должны ограничиваться не только «снизу», но и «сверху» в связи с возникновением явления резкой реакции самолета на действия летчика. Показано, что явление РР проявляется только в присутствии действия на самолет (летчика) боковых перегрузок.

Проводится анализ механизма влияния различных характеристик самолета на возникновение РР в путевом канале управления: собственной частоты и демпфирования, выноса кабины летчика относительно мгновенного центра ускорений, постоянной времени префильтра и чувствительности управления в путевом канале.

Дана краткая формулировка и характеристика ранее разработанного критерия оценки тенденции к РР в путевом канале управления [74] для дальнейшего его использования применительно к высокоавтоматизированному самолету.

Большое внимание уделено специфике проведенного эксперимента и методике моделирования перегрузок и угловых ускорений, т.к. они играют определяющую роль в изучении РР. Из-за ограниченных перемещений кабины стенда невозможно точно воспроизвести перегрузки, возникающие в реальном

полете. Поэтому специальное внимание в Главе 2 уделено выбору рациональных алгоритмов управления и оценке влияния этих алгоритмов на достоверность результатов стендовых исследований РР.

Глава 3 посвящена выбору оптимальной чувствительности управления в путевом канале - $\bar{M}_{уэкр}^{X_n}$ (с учетом средств автоматизации). Изложены полученные экспериментальные данные по влиянию различных характеристик боковой управляемости на оптимальную величину чувствительности путевого управления: собственной частоты и демпфирования, характеристик загрузки педалей, параметра \bar{M}_x^β , постоянной времени крена и чувствительности поперечного канала управления.

На основе полученных экспериментальных данных и с использованием разработанного ранее теоретического подхода дается вывод двух критериев для расчетного выбора оптимальной чувствительности путевого управления: амплитудно-частотный и временной. Оба они дают одинаковую точность результатов, но в одних случаях удобнее использовать частотный, а в других временной критерий. Например, предлагаемый частотный критерий удобен для понимания влияния динамических характеристик самолета на оптимальную величину чувствительности управления, поскольку частотный критерий выражает зависимость оптимальной чувствительности управления от всех характеристик самолета в явном виде (в аналитическом выражении). Временной критерий не такой наглядный, как частотный, но он более удобен для нормирования чувствительности управления и проверки соответствия самолета этим нормам в летных испытаниях. Временной критерий может оказаться и более удобным для выбора чувствительности путевого управления в тех случаях, когда при анализе управляемости самолета используются переходные процессы.

Глава 4 посвящена вопросу выбора желаемого по мнению летчиков взаимодействия движения рыскания и крена, а именно параметра \bar{M}_x^β . Проводится анализ имеющихся критериев по взаимосвязи путевого и поперечного движений. Показано, что λ^2 -критерий [9], “roll oscillation”, “sideslip

excursion limitation” [21] не пригодны для оценки оптимальной величины $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. Попытки применения критериев γ/β [21] и χ [5, 52] показали, что выбранным в экспериментах оптимальным величинам \bar{M}_x^β соответствуют разные величины χ , и γ/β [64-66], что также не позволяет их использовать для выбора оптимального взаимодействия движений рыскания и крена.

Проводится анализ полученных экспериментальных данных по влиянию параметра $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на управляемость самолета в путевом канале. Показано, что существует некоторая желаемая с точки зрения летчиков реакция самолета по крену на появление угла скольжения, в простейшем случае определяемая производной \bar{M}_x^β , которая зависит от динамических характеристик путевого и поперечного каналов управления.

На основе полученных данных разрабатывается критерий управляемости для выбора величин $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ с учетом их зависимости от характеристик бокового движения самолета. Достоверность разработанного критерия доказана хорошим совпадением результатов расчетов по критерию со всеми экспериментальными данными. С помощью разработанного критерия проанализировано влияние различных характеристик бокового движения на оптимальные значения $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$.

Глава 5 посвящена вопросам применимости разработанных критериев для выбора характеристик путевой управляемости современного магистрального самолета. В качестве современного высокоавтоматизированного самолета используется модель самолета МС-21. Рассматриваются возможные пути устранения явления резкой реакции самолета, реализации оптимальной чувствительности путевого управления угловым движением и пути реализации желаемых величин $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ с помощью средств автоматики. Показано, что расчетные согласно критериям оптимальные величины этих характеристик хорошо согласуются с установленными на самолете МС-21-300 и полученными в результате проведенных экспериментов на пилотажном стенде с моделью этого самолета.

В Заключении сформулированы основные полученные в работе результаты, отражающие научную новизну и практическую значимость работы.

Благодарности.

Автор благодарит своего научного руководителя начальника отдела НИО-15 ФГУП «ЦАГИ», кандидата технических наук, старшего научного сотрудника Ларису Евгеньевну Зайчик. Кроме того, автор хотел бы отметить важную роль бывшего начальника сектора НИО-15 ФГУП «ЦАГИ», кандидата технических наук, старшего научного сотрудника Виктора Викторовича Родченко, который определил научную тему диссертации и обозначил основные направления исследований.

За помощь и поддержку автор выражает глубокую признательность своим коллегам – сотрудникам НИО-15 ФГУП «ЦАГИ»: начальнику сектора, кандидату технических наук Юрию Ивановичу Диденко; научному сотруднику Петру Викторовичу Кузьмину; бывшему ведущему научному сотруднику, кандидату технических наук, доценту Юрию Петровичу Яшину.

За ряд полезных советов при подготовке диссертационной работы автор благодарит начальника НИО-15 ФГУП «ЦАГИ», доктора технических наук, доцента Баженова Сергея Георгиевича; главного научного сотрудника НИО-15 ФГУП «ЦАГИ», кандидата технических наук, доцента Юрия Федоровича Шелюхина; заместителя начальника НИО-15, доктора технических наук, старшего научного сотрудника Бюшгенса Андрея Георгиевича.

Отдельную благодарность автор выражает летчикам-испытателям Владимиру Викторовичу Бирюкову, Вадиму Павловичу Широких, Денису Юрьевичу Вязанкину, которые внесли значительный вклад в получение огромного объема экспериментальных данных и глубокое их понимание, необходимое для разработки надежных критериев оценки и выбора характеристик в путевом канале управления.

1 Постановка задачи и организация экспериментальных исследований на пилотажном стенде

1.1 Постановка задачи

Для того чтобы летчик мог эффективно и безопасно управлять самолетом, динамические и статические характеристики самолета должны удовлетворять определенным требованиям, которые необходимо учитывать при проектировании самолета и его системы управления. Эти требования формулируются в виде критериев, которые позволяют проводить синтез алгоритмов системы управления и получать прогноз оценки летчиком самолета с системой управления. Критерии могут формулироваться в виде требований к виду переходных процессов, частотным характеристикам и значениям параметров, характеризующих самолет как объект управления. Следует учитывать, что они могут значительно отличаться для самолетов различных классов (легких, средних и тяжелых), для различных этапов полета (взлет, посадка, дозаправка в воздухе, полет по маршруту и т.д.), а также по степени соответствия полетной задаче.

В данной работе рассматриваются неманевренные самолеты (3-й класс). Для формирования критериев управляемости необходимо рассматривать задачи управления категории А и Б (быстрое маневрирование, точное слежение и управление траекторией, взлетно-посадочные этапы полета).

Существует большое количество критериев управляемости, т.е. зависимостей, связывающих параметры самолета с уровнями оценок характеристик управляемости. В продольном канале можно выделить критерии Нила-Смита [75], Гибсона [76], S^* -критерий, критерий полосы пропускания [21]; в боковом канале управления существуют критерии как для оценки изолированного движения крена самолета (зависимость максимального ускорения по крену от постоянной времени крена) [5, 34] и колебательного движения (требования к собственной частоте и демпфированию) [34, 39], так и для оценки управляемости в боковом канале самолета с учетом взаимодействия движений крена и рыскания [λ^2 -критерий [9], “roll oscillation”, “sideslip excursion

limitation”, Y/β [20], χ [5, 52]. Тем не менее, как показано в Главе 4, эти критерии непригодны для оценки управляемости современных самолетов в путевом канале управления. Данная работа посвящена развитию критериев управляемости в путевом канале самолета при управлении педалями.

Основной целью экспериментов, проведенных в настоящей работе, являлось создание экспериментальной базы данных по влиянию различных характеристик самолета на управляемость в путевом канале управления неманевренного самолета. Достоверность получаемых данных и, значит, разрабатываемых на их основе критериев, во многом определяется как характеристиками оборудования, на котором выполняются эксперименты, так и методикой проведения этих экспериментов.

Экспериментальные данные, необходимые для создания рассматриваемых в настоящей работе критериев, разрозненны, недостаточны, либо отсутствуют вообще. В данной работе проводятся систематические экспериментальные исследования для выявления влияния на управляемость динамических характеристик бокового движения самолета (собственной частоты ω_d , демпфирования $\zeta_d \omega_d$, постоянной времени движения крена $T_{кр}$), чувствительности путевого управления угловым движением самолета ($\bar{M}_y^{X_H}$), поперечной статической устойчивости самолета (\bar{M}_x^β) и других параметров в зависимости от динамических характеристик самолета, в различных задачах пилотирования и при различных условиях пилотирования.

Особенности методики, разрабатываемой в настоящей работе, определяются двумя факторами. Во-первых, как показывают проведенные эксперименты (см. Главу 2), при динамических характеристиках путевого канала управления, соответствующих современным магистральным самолетам, возможно возникновение так называемой резкой реакции самолета (РР) на действия летчика. К таким характеристикам относятся собственная частота и демпфирование движения в путевом канале, характеристики чувствительности управления, расположение летчика относительно центра вращения самолета,

характеристики параметров префильтров в системе управления и др. Все эти характеристики исследуются в настоящей работе. Если выбор этих характеристик производится только на неподвижных пилотажных стендах, т.е. без воспроизведения действующих на летчика перегрузок, то явление РР не будет обнаружено во время наземных испытаний, но может проявиться в первых испытательных полетах. В связи с этим, наряду с экспериментами на неподвижном стенде, отдельные проверочные эксперименты должны обязательно проводиться на подвижном пилотажном стенде.

Не только отсутствие, но и искажение воспроизводимых перегрузок и угловых ускорений может привести к неправильным результатам. Поэтому методике моделирования акселерационной информации и выбору законов (алгоритмов) управления движением кабины стенда в настоящей работе уделяется особое внимание (см. Главу 2).

Вторым фактором, определяющим особенность методики проводимых экспериментальных исследований, является создание *обобщенных* критериев управляемости. В таких критериях обычно используются обобщенные параметры [5, 9, 21], которые позволяют в дальнейшем применять эти критерии для оценки характеристик управляемости самолетов различных типов, включая современные самолеты с развитой автоматизацией управления. В связи с этим, в данной работе достаточно большое внимание уделяется уравнениям движения самолета и определению этих обобщенных параметров.

В экспериментах принимали участие летчики-испытатели В.В. Бирюков (ЛИИ имени М.М. Громова), В.П. Широких (ПАО «Региональные самолеты «Корпорация Иркут»»), Д.Ю. Вязанкин (ПАО «Туполев»), О.О. Кононенко, В.Н. Севастьянов, А.Н. Воропаев (ПАО «Корпорация Иркут»). При выполнении отдельных специальных задач, не требующих летных навыков, были задействованы летчики-операторы, имеющие достаточно большой опыт работы на пилотажных стендах.

1.2 Задачи пилотирования

В экспериментах моделировались как штатные задачи пилотирования, так и некоторые специальные задачи для выявления и демонстрации некоторых особенностей путевой управляемости магистральных самолетов.

1. Штатные задачи пилотирования. Управляемость в путевом канале самолета в штатных условиях (без отказов) исследовалась при посадке с боковым ветром и при свободном пилотировании.

Посадка с боковым ветром (рисунок 1.1). Полет начинался на высоте 400 м точно на посадочной траектории на расстоянии от ВПП 7 400 м. Скорость бокового ветра на этой высоте составляла 20 м/с; по мере снижения до высоты 30 м скорость ветра изменялась пропорционально высоте с градиентом $0.02027\Delta H$; после достижения высоты 30 м скорость ветра не изменялась и составляла 12.5 м/с. Летчик выполнял заход на посадку различными способами: (1) $\beta \neq 0, \gamma \neq 0, \psi = 0$; (2) $\beta = 0, \gamma = 0, \psi \neq 0$. Решающим при оценке путевой управляемости являлся второй способ, т.к. при посадке вторым способом летчик выравнивал самолет по курсу непосредственно перед касанием с землей.

Посадка с порывом бокового ветра. При заходе на посадку по глиссаде на высоте 35 м задавался градиентный боковой порыв ветра интенсивностью 4.5 м/с^2 до величины 12.5 м/с (случайным образом справа или слева). Задача летчика состояла в выполнении посадки самолета на полосу (рисунок 1.2).

Свободное пилотирование. Летчик выполнял свободные маневры для оценки пилотажных характеристик самолета, такие как пролет над ВПП на низкой высоте, ступенчатые и синусоидальные отклонения педалей, и т.п.

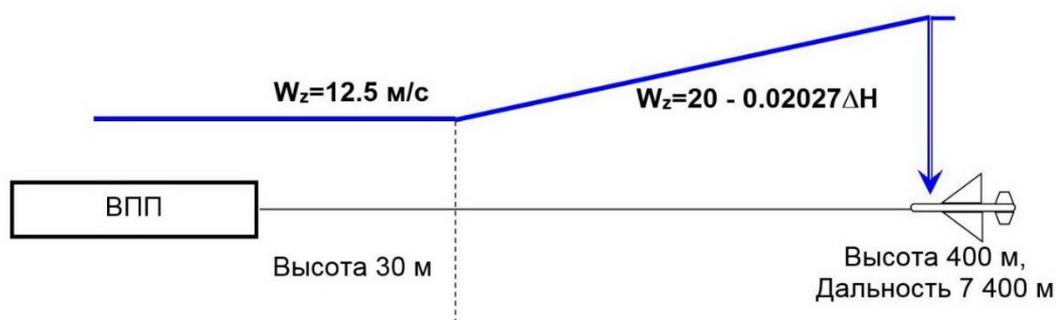


Рисунок 1.1 – Выполнение задачи пилотирования (посадка с боковым ветром)

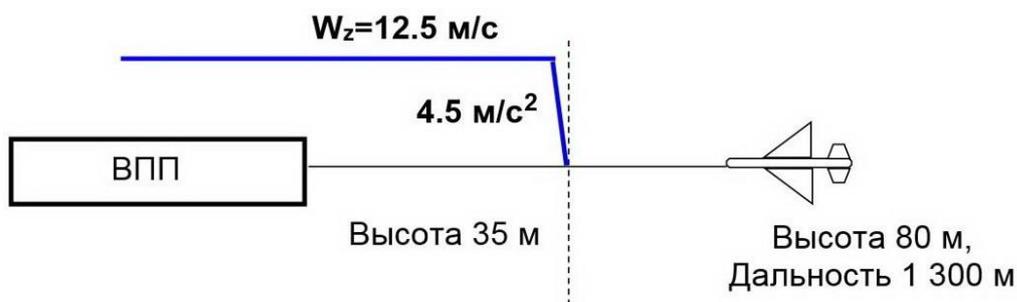


Рисунок 1.2 – Выполнение задачи пилотирования (посадка с порывом бокового ветра)

2. Специальные задачи пилотирования, такие как отслеживание «прыгающей полосы» и «отслеживание заданного угла курса».

Задача «прыгающая полоса». Эта задача (рисунок 1.3), по существу, представляет собой многократное повторение задачи компенсации бокового отклонения от осевой линии ВПП. Начальная высота 10 м, углы по крену и по курсу – 0 град. Во время эксперимента полоса ступенчато смещалась то вправо, то влево на величину ширины полосы 60 м с периодом 60 с. Летчику необходимо было как можно быстрее устранить возникшее боковое смещение и выйти на центр полосы с использованием педалей.

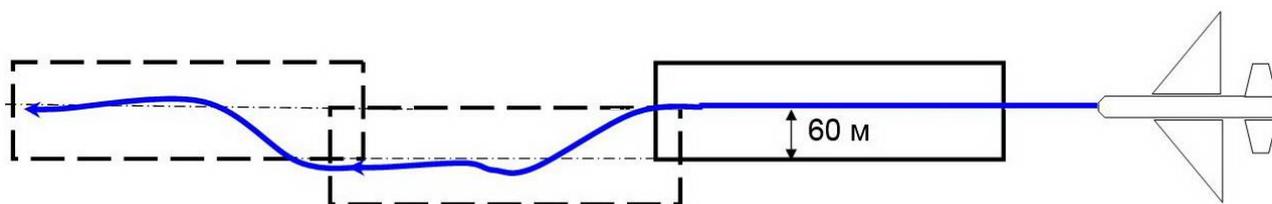


Рисунок 1.3 – Выполнение задачи пилотирования («прыгающая» полоса)

По существу, эта задача является многократным повторением задачи посадки с начальным боковым отклонением. Поэтому ее выполнение позволяло получить достоверную оценку летчика за более короткое время.

Отслеживание заданного угла курса. Задаваемый угол курса изменялся по ступенчатому закону (рисунок 1.4). Величины углов курса составляли $\pm 3^\circ$, а время их чередования - 20 с. Задача летчика состояла в том, чтобы как можно быстрее выйти на заданный угол и выдерживать его.

Моделирование данной задачи позволило точно воспроизвести на пилотажном стенде возникающие боковые перегрузки, что позволило подтвердить достоверность результатов, получаемых при моделировании штатных заходов на посадку.

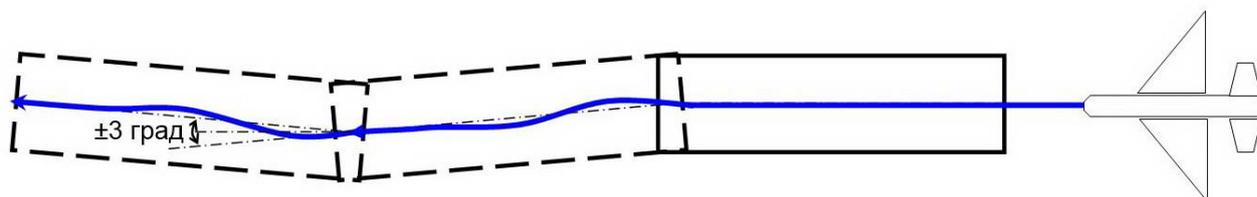


Рисунок 1.4 – Отслеживание заданного угла курса

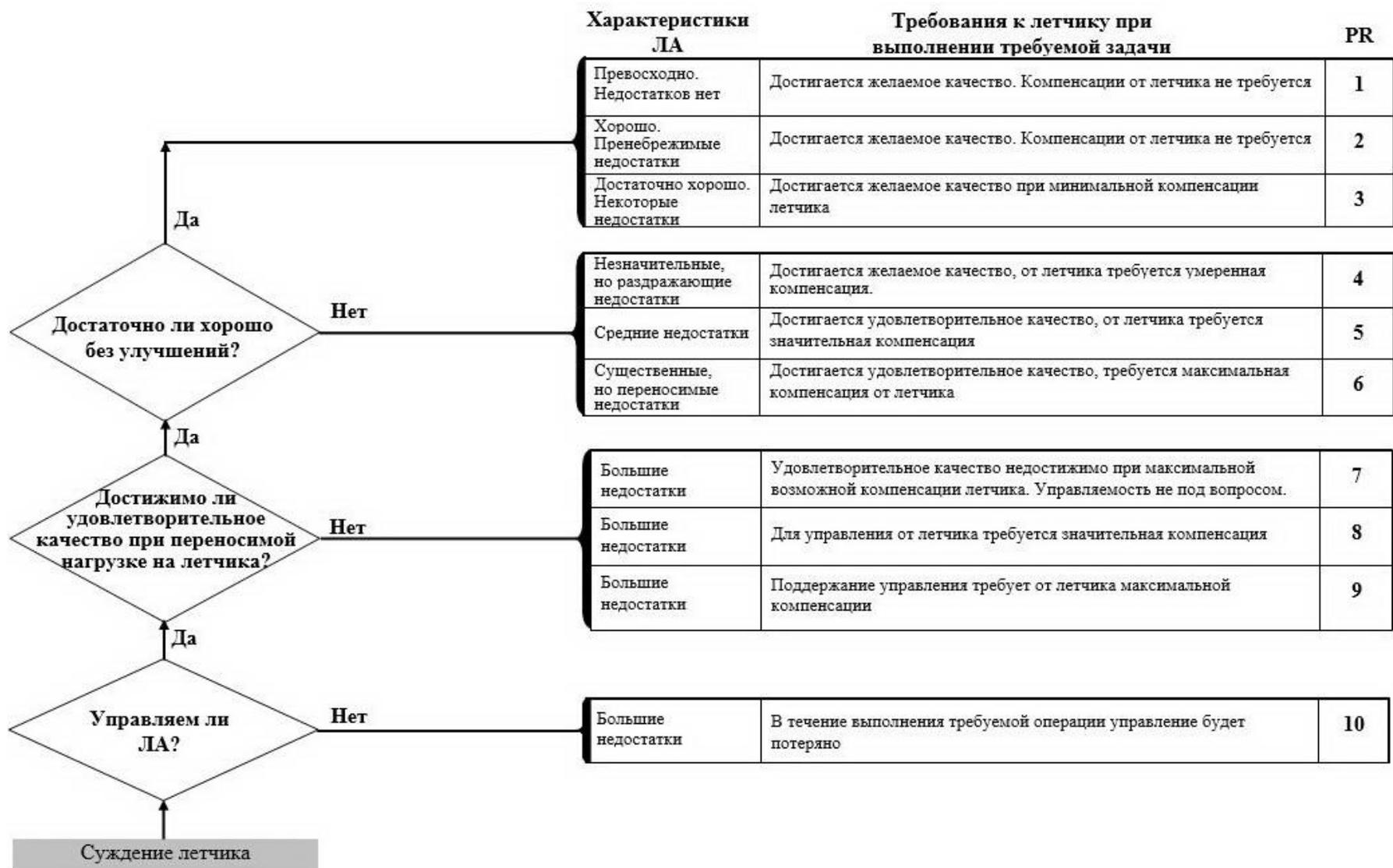


Рисунок 1.5 – Шкала пилотажных оценок Купера-Харпера [25, 31, 32]

Описание	Числовая оценка
Отсутствует тенденция к возбуждению летчиком нежелательных движений самолета	1
Имеется тенденция к появлению нежелательных движений, когда летчик приступает к резким маневрам или начинает строгое управление. Эти движения могут быть предотвращены или устранены за счет техники пилотирования	2
Нежелательные движения легко возбуждаются, когда летчик начинает резкое маневрирование или строгое управление. Эти движения могут быть предотвращены или устранены, но только в ущерб качеству выполнения задачи или за счет значительного повышения внимания и усилий летчика	3
Колебания имеют тенденцию развиваться, если летчик начинает резкое маневрирование или строгое управление. Летчик должен уменьшить коэффициент усиления или прекратить выполнение задачи, чтобы вернуться к управлению.	4
Имеется тенденция к расходящимся колебаниям при попытке летчика начать резкий маневр или строгое управление. Летчик должен разомкнуть контур управления, бросив или зафиксировав ручку управления.	5
Расходящиеся колебания могут возникнуть при действии возмущения или при нормальном управлении. Летчик должен разомкнуть контур управления, бросив или зафиксировав ручку управления.	6

Рисунок 1.6 – Шкала PIOR для оценки тенденции самолета к раскачке

Оценка управляемости самолета. Оценка управляемости самолета проводилась по шкале пилотажных оценок Купера-Харпера [31] (рисунок 1.5) и по шкале PIOR [77] тенденции самолета к раскачке (рисунок 1.6). В экспериментах фиксировались также свободные комментарии летчика.

Для учета качества выполнения задачи были определены уровни точности выдерживания параметров посадки или выполнения отдельных задач пилотирования.

Для задач посадки (параметры касания ВПП):

- желаемый уровень: $X=150-450$ м; $Z=\pm 20.0$ м.
- удовлетворительный уровень: $X=150-600$ м; $Z=\pm 25.0$ м.

Для специальных задач пилотирования (отклонение от центра ВПП):

- желаемый уровень: $Z=\pm 10.0$ м.
- удовлетворительный уровень: $Z=\pm 15.0$ м.

1.3 Пилотажный стенд с подвижной кабиной ПСПК-102

Эксперименты проводились на пилотажном стенде ЦАГИ ПСПК-102

(рисунок 1.7). Стенд имеет типичную для современных пассажирских самолетов двухместную кабину с дисплейной приборной доской и оснащен двумя штурвальными постами управления с педалями. Каждый штурвал имеет по крену максимальные хода ± 193 мм, по тангажу общий ход составляет 276 мм. Ход педалей составляет ± 100 мм. Загрузка штурвала и педалей воспроизводилась с помощью электромеханической системы загрузки фирмы MOOG (США). Максимальная скорость перемещений штурвала по крену составляла 66 см/с, по тангажу - 68 см/с, педалей - 35 см/с. Отметим, что эти ограничения в проведенных экспериментах никогда не достигались.



Рисунок 1.7 – Пилотажный стенд с подвижной кабиной ПСПК-102 ЦАГИ (общий вид стенда и интерьер кабины)

Стенд ПСПК-102 имеет 4-х оконную трехканальную систему визуализации, состоящую из 4-х оптических коллиматоров, обеспечивающих углы обзора 80 град по горизонтали и 30 град по вертикали для каждого летчика. Частота воспроизведения изображения 70 Гц.

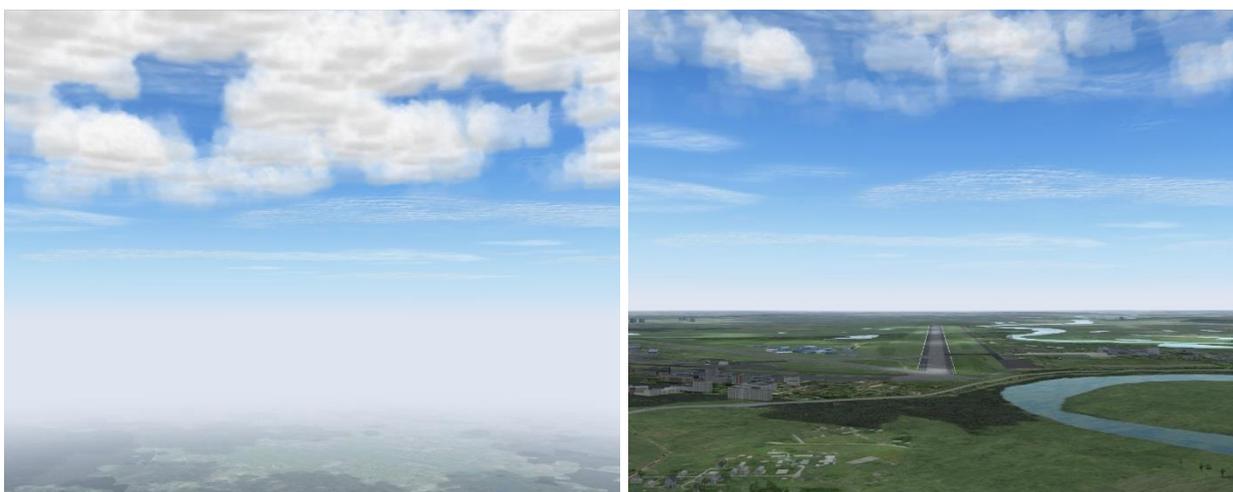


Рисунок 1.8 – Фотографии системы имитации внекабинной обстановки для высот 5000 м и 100 м, отображаемые на центральном окне визуализации

На рисунке 1.8 приведены фотографии внекабинной обстановки для двух режимов полета. Стенд ПСПК-102 имеет 6-сти степенную систему подвижности кабины. Ход штока приводов составляет 1.8 м. Максимальные значения перемещения, скорости и ускорения для всех степеней свободы приведены в таблице 1.1. Эти значения достигаются при изолированном движении по каждой из возможных степеней свободы.

Таблица 1.1 – Максимальные значения перемещения, скорости и ускорения для шести степеней свободы

	Перемещение, <i>м, град</i>	Скорость, <i>м/с, град/с</i>	Ускорение, <i>м/с², град/с²</i>
Продольный канал	±1.75	1.5	7
Вертикальный канал	±1.23	1.3	7
Боковой канал	±1.475	1.1	8
Крен	±35.1	30	230
Тангаж	±37.8	30	230
Курс	±60	50	260

На платформе стенда установлены датчики перегрузок для измерения и записи воспроизводимых ускорений по всем степеням свободы. Частотные характеристики стенда для всех 6-ти степеней свободы показаны на рисунке 1.9.

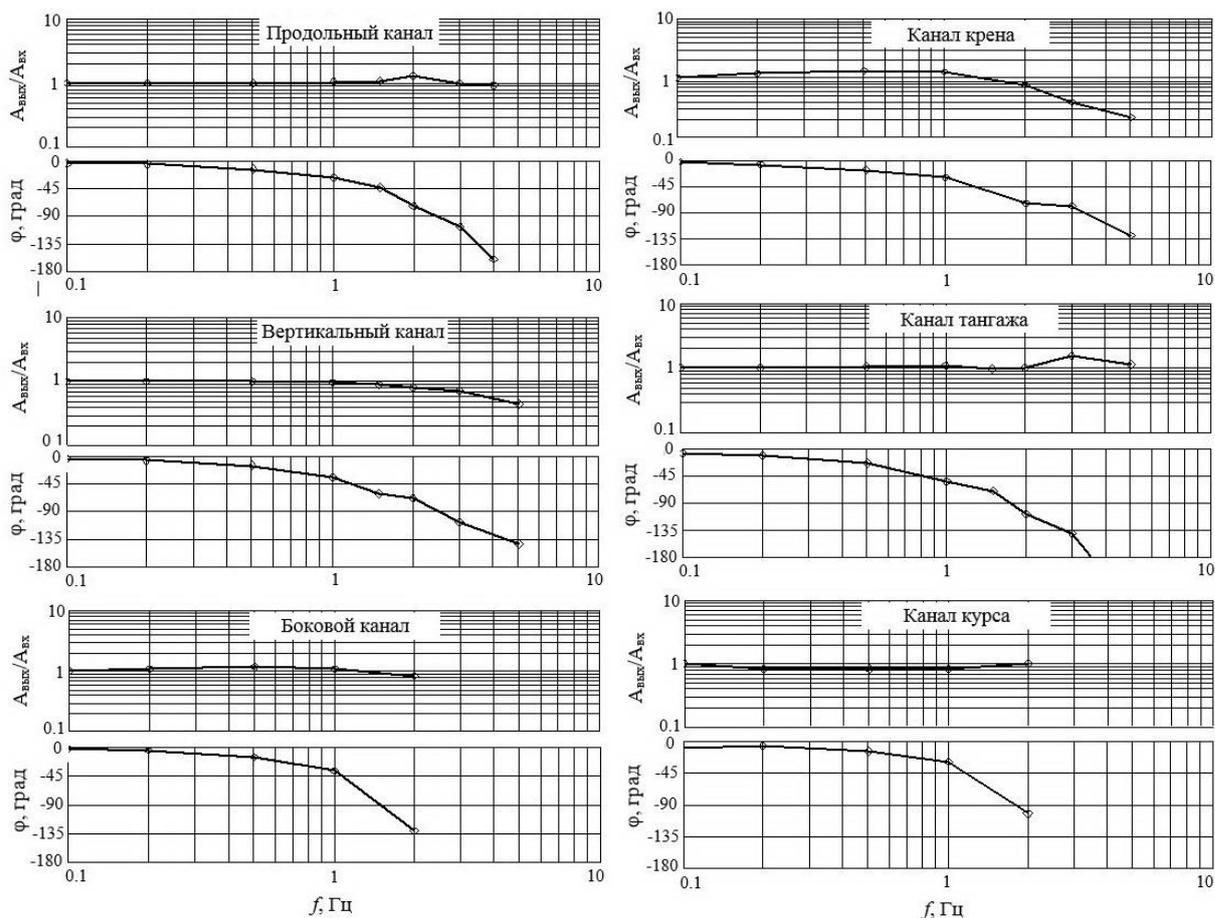


Рисунок 1.9 – Частотные характеристики пилотажного стенда ПСПК-102

В экспериментах использовались цифровые законы управления подвижностью. Шаг интегрирования составлял 5 мс.

В большинстве экспериментов на ПСПК-102 использовались стандартные алгоритмы управления системой подвижности, показанные на рисунке 1.10.

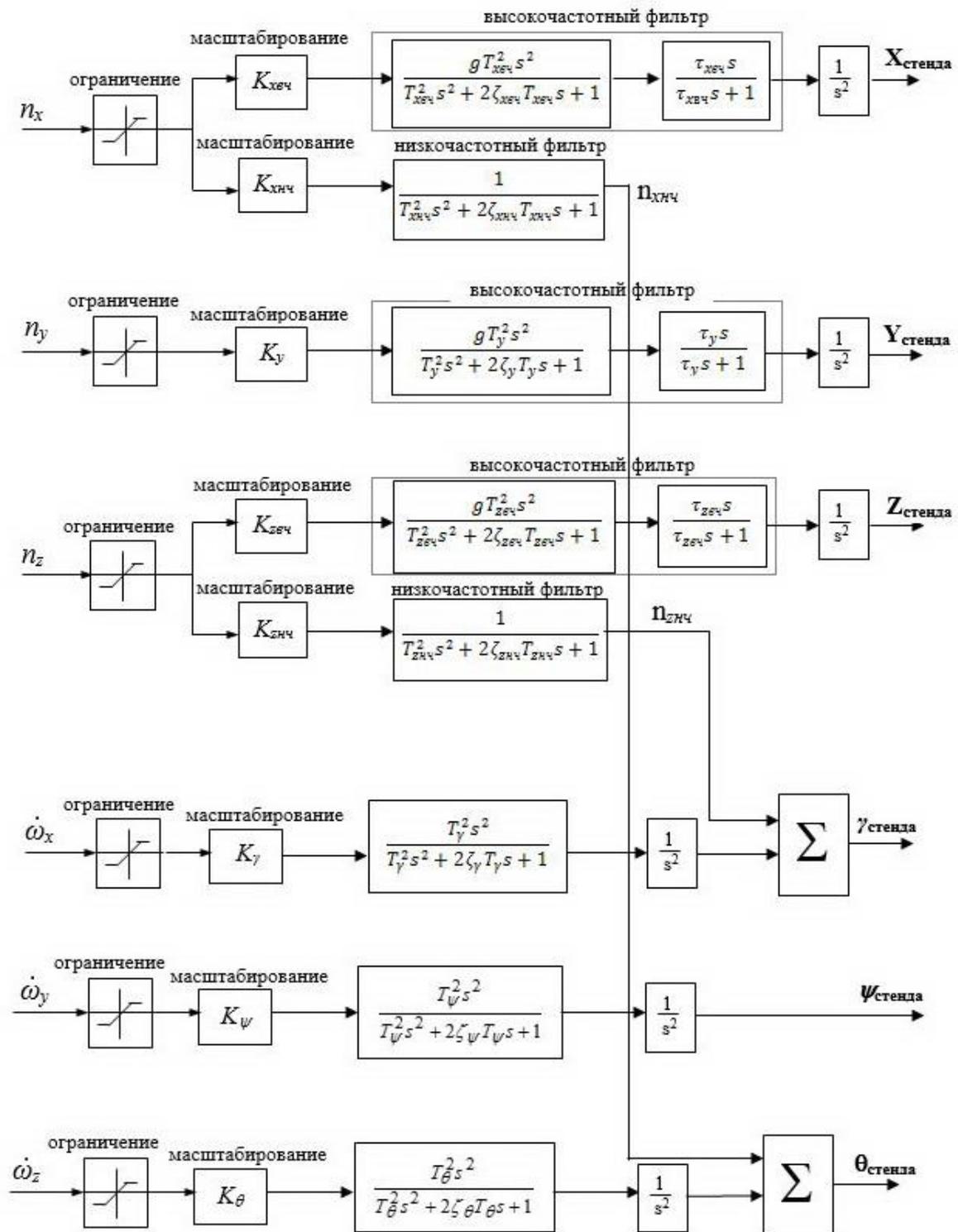


Рисунок 1.10 – Стандартные законы управления системой подвижности пилотажного стенда ПСПК-102

В связи с тем, что предметом исследования в данной работе является боковой канал управления, особое внимание в работе уделяется алгоритмам воспроизведения движения самолета в боковом канале управления; алгоритмы

воспроизведения ускорений в продольном и вертикальном каналах управления оставались неизменными.

На стенде ПСПК-102 нет возможности изменять структуру штатных алгоритмов управления движением кабины, имеется возможность менять лишь параметры этих алгоритмов. В связи с этим, задача состоит в том, чтобы при заданных ходах кабины и при имеющихся алгоритмах управления подвижностью найти такие способы формирования боковых перегрузок (входных сигналов на алгоритмы) и такие параметры штатных алгоритмов управления, при которых обеспечивается минимальное искажение уровня боковых перегрузок.

Все известные законы управления движением кабины основаны на одних и тех же способах моделирования ускорений: (1) устранение низкочастотных (фильтрация высокочастотных) составляющих ускорений, (2) уменьшение масштаба их воспроизведения и (3) использование наклонов кабины для моделирования боковых и продольных перегрузок. Каждый из этих способов вносит свои искажения в моделирование ускорений, влияние которых на результаты исследований зависит от того, какую роль играют ускорения в рассматриваемой ситуации: отрицательную, благоприятную или нейтральную [54].

Как будет показано в Главе 2, резкая реакция самолета в путевом канале управления проявляется летчику в виде отрицательного действия на него боковых перегрузок. Поэтому при моделировании РР следует придерживаться следующего общего правила: законы управления движением кабины должны выбираться так, чтобы уровень воспроизводимых перегрузок был как можно ближе к уровню реальных перегрузок, т.е.:

$$n_{z \text{ стенда}} = n_{z \text{ самолет}} \quad (1.1)$$

В связи с этим, в проведенных экспериментах боковые перегрузки моделировались с масштабом воспроизведения, равным 1.

Существенным недостатком способа моделирования перегрузок путем наклонов кабины является то, что при интенсивных наклонах кабины по крену

появляются ложные (не имеющие места в реальном полете) угловые ускорения и скорости крена. Именно поэтому высокочастотную составляющую боковой перегрузки воспроизводят с помощью линейных перемещений кабины, а низкочастотную – с помощью наклонов кабины. При этом частоту среза высокочастотного фильтра выбирают минимально-возможной (настолько малой, насколько это позволяют пределы перемещений кабины).

Для того, чтобы уровень воспроизводимых перегрузок был близок к реальному, высокочастотная и низкочастотная компоненты перегрузок, которые воспроизводятся соответственно с помощью боковых перемещений $Z_{\text{стенда}}$ и наклонов кабины $\gamma_{\text{стенда}}$, в идеале должны удовлетворять условию

$$n_{z \text{ самолет}} = n_{z\text{вч}} + n_{z\text{нч}}, \quad (1.2)$$

где $n_{z\text{вч}}$ и $n_{z\text{нч}}$ – соответственно высокочастотная (боковые перемещения) и низкочастотная (от наклонов кабины) составляющие перегрузки.

Разделение перегрузки на высокочастотную и низкочастотную компоненты в рассматриваемых экспериментах проводилось с помощью фильтров второго порядка. Для того, чтобы соблюсти условие (1.2), алгоритмы управления движением кабины стенда имели вид:

$$n_{z\text{вч}} = \frac{T_{z\text{вч}}^2 s^2}{T_{z\text{вч}}^2 s^2 + 2\zeta_{z\text{вч}} T_{z\text{вч}} s + 1} n_{z \text{ самолет}}; \quad (1.3)$$

$$n_{z\text{нч}} = \frac{2K\zeta T_{z\text{нч}}^2 s + 1}{T_{z\text{нч}}^2 s^2 + 2\zeta_{z\text{нч}} T_{z\text{нч}} s + 1} n_{z \text{ самолет}}, \quad (1.4)$$

где $T_{z\text{вч}} = T_{z\text{нч}}$, $\zeta_{z\text{вч}} = \zeta_{z\text{нч}}$.

Схема этих алгоритмов приведена на рисунке 1.11.

Можно показать, что условия (1.1) и (1.2) выполняются, если в выражении (1.4) коэффициент K положить равным 1.

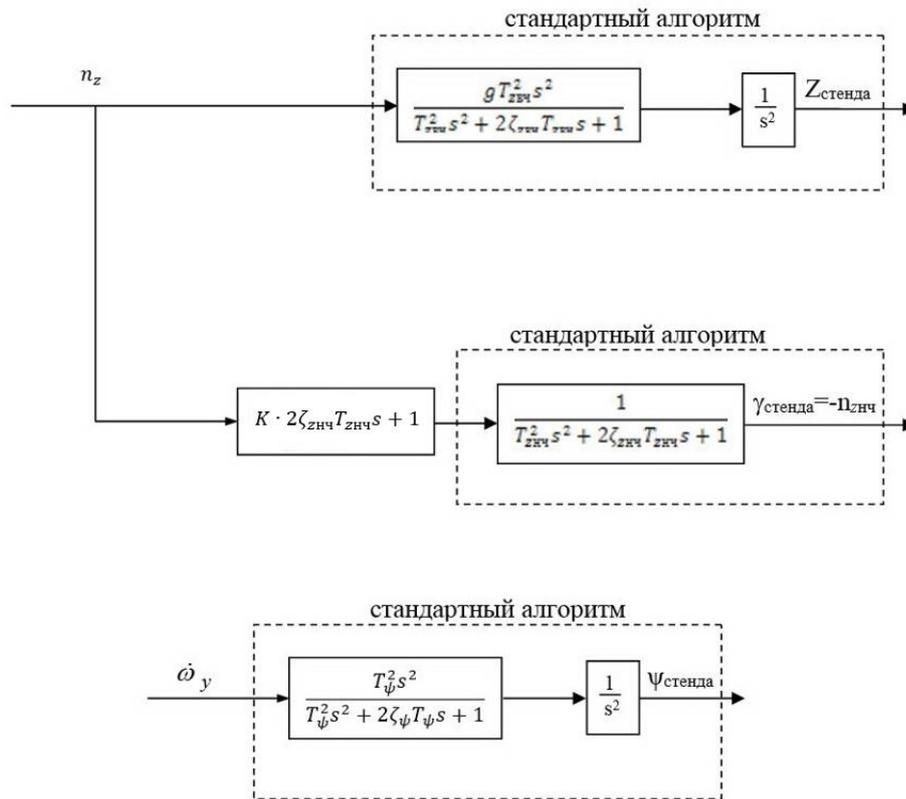


Рисунок 1.11 – Алгоритмы управления подвижностью для моделирования резкой реакции самолета ($T_{\text{ЗВЧ}} = T_{\text{ЗНЧ}}, \zeta_{\text{ЗВЧ}} = \zeta_{\text{ЗНЧ}} = \zeta_{\psi} = 0.7, T_{\psi} = 1.4 \text{ с}, T = 0.075 \text{ с}$)

Движение самолета по углу рыскания моделировалось за счет поворота станда по рысканию согласно следующему алгоритму:

$$\psi_{\text{станда}} = \frac{1}{s^2} \frac{T_{\psi}^2 s^2}{T_{\psi}^2 s^2 + 2\zeta_{\psi} T_{\psi} s + 1} \dot{\omega}_y. \quad (1.5)$$

В настоящей работе варьировались величины параметров $T_{\text{ЗВЧ}}, T_{\text{ЗНЧ}}$ и K . Величина постоянной времени T_{ψ} и величины относительного демпфирования $\zeta_{\text{ЗВЧ}}, \zeta_{\text{ЗНЧ}}$ и ζ_{ψ} в проведенных экспериментах не изменялись и составляли $T_{\psi} = 1.4 \text{ с}, \zeta_{\text{ЗВЧ}} = \zeta_{\text{ЗНЧ}} = \zeta_{\psi} = 0.7$. Как показано в Главе 2, при таких значениях параметров фильтров достигается достаточно высокое качество воспроизведения боковых перегрузок.

1.4 Уравнения бокового движения, выделение обобщенных параметров

Уравнения продольного движения самолета описывались классическими уравнениями короткопериодического движения, представленные в работах [5, 9].

Для изучения вопросов, связанных с разработкой критериев управляемости в путевом канале, наибольшее внимание уделялось уравнениям бокового движения. В экспериментах на ПСПК-102 динамика самолета моделировалась согласно следующим уравнениям:

$$\begin{aligned}\dot{\beta}_k &= \bar{c}_z^\beta (\beta_k + \beta_w) + \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha + \frac{g}{V} \gamma \cos \alpha + \bar{c}_z^{\delta_n} \delta_n \\ \dot{\omega}_y &= \bar{M}_y^\beta (\beta_k + \beta_w) + \bar{M}_y^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}_y^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_y^{\delta_n} \delta_n + \bar{M}_y^{\delta_\Sigma} \delta_\Sigma \\ \dot{\omega}_x &= \bar{M}_x^\beta (\beta_k + \beta_w) + \bar{M}_x^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_x^{\delta_n} \delta_n + \bar{M}_x^{\delta_\Sigma} \delta_\Sigma \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - \omega_y \operatorname{tg} \alpha\end{aligned}\quad (1.6)$$

$$\text{где } \bar{M}_x = \frac{qSl}{1 - \frac{J_{xy}^2}{J_x J_y}} \left(\frac{m_x}{J_x} + \frac{J_{xy} m_y}{J_x J_y} \right); \bar{M}_y = \frac{qSl}{1 - \frac{J_{xy}^2}{J_x J_y}} \left(\frac{m_y}{J_y} + \frac{J_{xy} m_x}{J_y J_x} \right); \bar{c}_z = \frac{g}{V} \frac{q}{G/S} c_z.$$

Система (1.6) с учетом простейших автоматических устройств:

$$\begin{aligned}\delta_{\Sigma} &= \delta_\Sigma + \Delta \delta_\Sigma \\ \delta_n &= \delta_n + \Delta \delta_n\end{aligned}\quad (1.7)$$

где $\delta_\Sigma = K_{\omega_\Sigma} X_\Sigma$, $\Delta \delta_\Sigma = K_{\omega_x} \omega_x + K_{\beta_\Sigma} (\beta_k + \beta_w)$;

$\delta_n = K_{\omega_n} X_n$, $\Delta \delta_n = K_{\omega_y} \omega_y + K_{\beta_n} (\beta_k + \beta_w)$,

принимает вид:

$$\begin{aligned}\dot{\beta}_k &= \bar{c}_{z \text{ экв}}^\beta \beta_k + \bar{c}_{z \text{ экв}}^\beta \beta_w + \omega_x \sin \alpha + \left(\cos \alpha + \bar{c}_z^{\delta_n} K_{\omega_y} \right) \omega_y + \frac{g}{V} \gamma \cos \alpha + \bar{c}_z^{\delta_n} \delta_n \\ \dot{\omega}_y &= \bar{M}_{y \text{ экв}}^\beta \beta_k + \bar{M}_{y \text{ экв}}^\beta \beta_w + \bar{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_y^{\delta_n} \delta_n + \bar{M}_y^{\delta_\Sigma} \delta_\Sigma \\ \dot{\omega}_x &= \bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta \beta_k + \bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta \beta_w + \bar{M}_{x \text{ экв}}^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}_{x \text{ экв}}^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_x^{\delta_n} \delta_n + \bar{M}_x^{\delta_\Sigma} \delta_\Sigma \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - \omega_y \operatorname{tg} \alpha\end{aligned}\quad (1.8)$$

где $\bar{c}_{z \text{ экв}}^\beta = \bar{c}_z^\beta + K_{\beta_n} \bar{c}_z^{\delta_n}$;

$\bar{M}_{y \text{ экв}}^\beta = \bar{M}_y^\beta + K_{\beta_n} \bar{M}_y^{\delta_n} + K_{\beta_\Sigma} \bar{M}_y^{\delta_\Sigma}$; $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta = \bar{M}_x^\beta + K_{\beta_n} \bar{M}_x^{\delta_n} + K_{\beta_\Sigma} \bar{M}_x^{\delta_\Sigma}$;

$\bar{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_y} = \bar{M}_y^{\omega_y} + K_{\omega_y} \bar{M}_y^{\delta_n}$; $\bar{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_x} = \bar{M}_y^{\omega_x} + K_{\omega_x} \bar{M}_y^{\delta_\Sigma}$;

$\bar{M}_{x \text{ экв}}^{\omega_y} = \bar{M}_x^{\omega_y} + K_{\omega_y} \bar{M}_x^{\delta_n}$; $\bar{M}_{x \text{ экв}}^{\omega_x} = \bar{M}_x^{\omega_x} + K_{\omega_x} \bar{M}_x^{\delta_\Sigma}$.

При более сложных законах управления автоматизации самолета используется аналогичный подход.

Исключив из (1.8) переменную ω_y , систему уравнений можно записать в следующем виде:

$$\begin{aligned} \ddot{\beta}_k + 2\zeta_d \omega_d \dot{\beta}_k + \omega_d^2 \beta_k &= \widehat{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_x} \omega_x - \frac{g}{V} \widehat{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \gamma + \widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\delta_H} \delta_H - \omega_d^2 \beta_w + \bar{c}_Z^\beta \dot{\beta}_w + \widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\delta_\Delta} \delta_\Delta + \bar{c}_Z^{\delta_H} \dot{\delta}_H \\ \dot{\omega}_x &= \widetilde{M}_{x \text{ ЭКВ}}^\beta (\beta_k + \beta_w) + \widetilde{M}_{x \text{ ЭКВ}}^{\omega_x} \omega_x + \frac{\bar{M}_{x \text{ ЭКВ}}^{\omega_y}}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}} \dot{\beta}_k - \frac{g}{V} \frac{\bar{M}_{x \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \cos \alpha}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}} \gamma + \bar{M}_{x \text{ ЭКВ}}^{\delta_H} \delta_H + \bar{M}_{x \text{ ЭКВ}}^{\delta_\Delta} \delta_\Delta, \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - tg \alpha \left(\frac{\dot{\beta}_k - \bar{c}_Z^\beta \beta_k - \bar{c}_Z^\beta \beta_w - \omega_x \sin \alpha - \frac{g}{V} \gamma \cos \alpha - \bar{c}_Z^{\delta_H} \delta_H}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}} \right) \end{aligned} \quad (1.9)$$

где

$$\begin{aligned} \widetilde{M}_y &= \bar{M}_y \cos \alpha + \bar{M}_x \sin \alpha; \\ \widehat{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_x} &= \left(\widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_x} + \frac{g}{V} \left(\frac{1 + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}} \right) - \frac{\widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \sin \alpha}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}} + K_{\omega_y} \bar{c}_Z^{\delta_H} \left(\bar{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_x} - \frac{\bar{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \sin \alpha}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}} \right) \right); \\ \widehat{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} &= \left(\frac{\widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \cos \alpha + \bar{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y} - \frac{g}{V} \sin \alpha \cos \alpha}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}} \right); & \widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\delta_H} &= \widetilde{M}_y^{\delta_H} - \bar{c}_Z^{\delta_H} \left(\frac{\widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} + \bar{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y} - \frac{g}{V} \sin \alpha}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}} \right) + \bar{M}_y^{\delta_H} \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}; \\ \widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\delta_\Delta} &= \widetilde{M}_y^{\delta_\Delta} + \bar{M}_y^{\delta_\Delta} \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}; & \widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} &= \widetilde{M}_y^{\omega_y} + K_{\omega_y} \widetilde{M}_y^{\delta_H}; & \widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_x} &= \widetilde{M}_y^{\omega_x} + K_{\omega_x} \widetilde{M}_y^{\delta_\Delta}; & \widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^\beta &= \widetilde{M}_y^\beta + K_{\beta_H} \widetilde{M}_y^{\delta_H} + K_{\beta_\Delta} \widetilde{M}_y^{\delta_\Delta}; \\ \widetilde{M}_{x \text{ ЭКВ}}^\beta &= \bar{M}_{x \text{ ЭКВ}}^\beta - \frac{\bar{M}_{x \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \bar{c}_Z^\beta}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}}; & \widetilde{M}_{x \text{ ЭКВ}}^{\omega_x} &= \bar{M}_{x \text{ ЭКВ}}^{\omega_x} - \frac{\bar{M}_{x \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \sin \alpha}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}}; & \bar{M}_{x \text{ ЭКВ}}^{\delta_H} &= \bar{M}_x^{\delta_H} - \frac{\bar{M}_{x \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \bar{c}_Z^\beta}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}}; \\ 2\zeta_d \omega_d &= - \frac{\widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} + \bar{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y} - \frac{g}{V} \sin \alpha}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}} - \bar{c}_Z^\beta; \\ \omega_d^2 &= - \widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^\beta - \bar{M}_{y \text{ ЭКВ}}^\beta \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y} + \bar{c}_Z^\beta \left(\frac{\widetilde{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} + \bar{M}_{y \text{ ЭКВ}}^{\omega_y} \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y} - \frac{g}{V} \sin \alpha}{\cos \alpha + \bar{c}_Z^{\delta_H} K_{\omega_y}} \right). \end{aligned}$$

Связь рычагов управления с рулями осуществлялась через входные префильтры с линейными коэффициентами передач.

$$\begin{aligned}\delta_{\text{э}} &= \frac{K_{\text{шэ}}}{T_{\text{прэ}}s+1} X_{\text{э}} \\ \delta_{\text{н}} &= \frac{K_{\text{шн}}}{T_{\text{прн}}s+1} X_{\text{н}}\end{aligned}\quad (1.10)$$

где $K_{\text{шэ}}=0.18$ град/мм; $T_{\text{прэ}}=0.1$ с; $K_{\text{шн}}=0.375$ град/мм; $T_{\text{прн}}$ варьировался во время экспериментов, его базовое значение составляло 0.12 с.

Обобщенные характеристики устойчивости и управляемости в путевом канале управления. Приведенные уравнения движения (1.9), записанные в обобщенных параметрах, позволяют достаточно просто и независимо друг от друга варьировать все основные динамические характеристики бокового движения, рассматриваемые в данном исследовании.

Как видно из уравнений (1.9), параметры устойчивости и управляемости в путевом канале управления самолета определяются следующими обобщенными характеристиками:

ω_d – собственная частота (рад/с),

$\zeta_d \omega_d$ – размерное демпфирование (рад/с),

$n_z^\beta = c_{z_{\text{экв}}}^\beta \frac{qS}{G}$ – производная перегрузки по углу скольжения,

$T_{\text{кр}} = -1 / \tilde{M}_{x_{\text{экв}}} \omega_x$ – постоянная времени движения крена,

V – скорость полета,

$\tilde{M}_{y_{\text{экв}}}^{X_n} = \tilde{M}_{y_{\text{экв}}}^{\delta_n} / K_{\text{шн}}$ – чувствительность путевого управления,

$\bar{M}_y(\delta_{n_{\text{max}}})$ или для линейного случая $\bar{M}_y^{\delta_n} \delta_{n_{\text{max}}}$ – эффективность путевого управления,

$T_{\text{прн}}$ – постоянная времени префильтра в путевом канале управления,

$\tilde{M}_{x_{\text{экв}}}^\beta$ – эквивалентная величина (с учетом автоматических средств самолета) производной момента по крену от угла скольжения (запас поперечной статической устойчивости).

Обычно, для того чтобы движение крена не влияло на движение скольжения,

законы работы автоматики выбираются таким образом, чтобы параметры $\widehat{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_x}$, $\frac{g}{V} \widehat{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_y}$, $\widetilde{M}_{y \text{ экв}}^{\delta_3}$, входящие в первое уравнение системы (1.9), были равны нулю. Однако обеспечить такое условие удастся не всегда. Поэтому в экспериментах рассматривалось также влияние на управляемость и этих параметров.

Характеристики математической модели самолета и диапазоны их изменения в проведенных экспериментах приведены в Приложении А.

1.5 Выводы к Главе 1

1) Проведенный анализ и модификация уравнений движения самолета сделали возможным независимое изменение в экспериментах всех основных обобщенных параметров путевого движения и изучение их влияния на управляемость самолета в путевом канале управления.

2) Выбранные сценарии задач пилотирования позволяют получить базу экспериментальных данных, достаточную для обоснования предлагаемых в данной работе критериев управляемости;

3) Используемый пилотажный стенд по своей оснащенности и характеристикам систем, включая систему подвижности кабины, позволяет решать широкий круг вопросов, связанных с влиянием различных характеристик самолета на управляемость пассажирского самолета.

2 Формирование требований к динамическим характеристикам путевого канала управления

2.1 Анализ существующих требований

Требования к допустимым величинам собственной частоты и демпфирования путевого канала управления, содержащиеся в существующих нормативных документах [34, 39] недостаточно обоснованы из-за отсутствия соответствующих экспериментальных данных. Кроме этого, в них не содержится никаких конкретных рекомендаций по выбору оптимальных (с точки зрения оценок летчика) величин этих характеристик (рисунок 2.1).

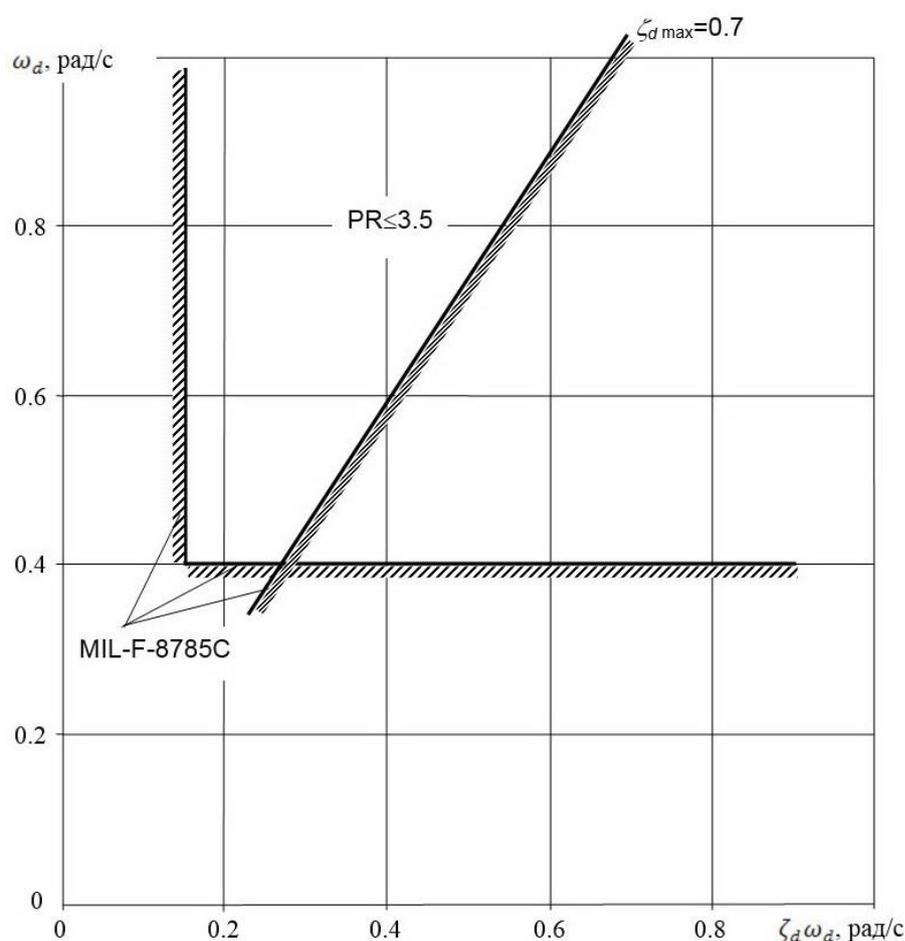


Рисунок 2.1 – Требования к допустимым величинам собственной частоты ω_d и демпфирования $\zeta_d \omega_d$ путевого канала управления

На рисунках 2.2 и 2.3 приведены оценки летчиков управляемости самолета для различных динамических характеристик. Из этих данных следует, что область допустимых по Уровню 1 величин собственных частот ω_d и размерного демпфирования $\zeta_d \omega_d$ должна быть ограничена не только снизу ($\omega_d \geq \omega_{d \min}$), слева

($\zeta_d \omega_d \geq \zeta_d \omega_{d \min}$) и справа ($\zeta_d \leq \zeta_{d \max}$), но и сверху ($\omega_d \leq \omega_{d \max}$).

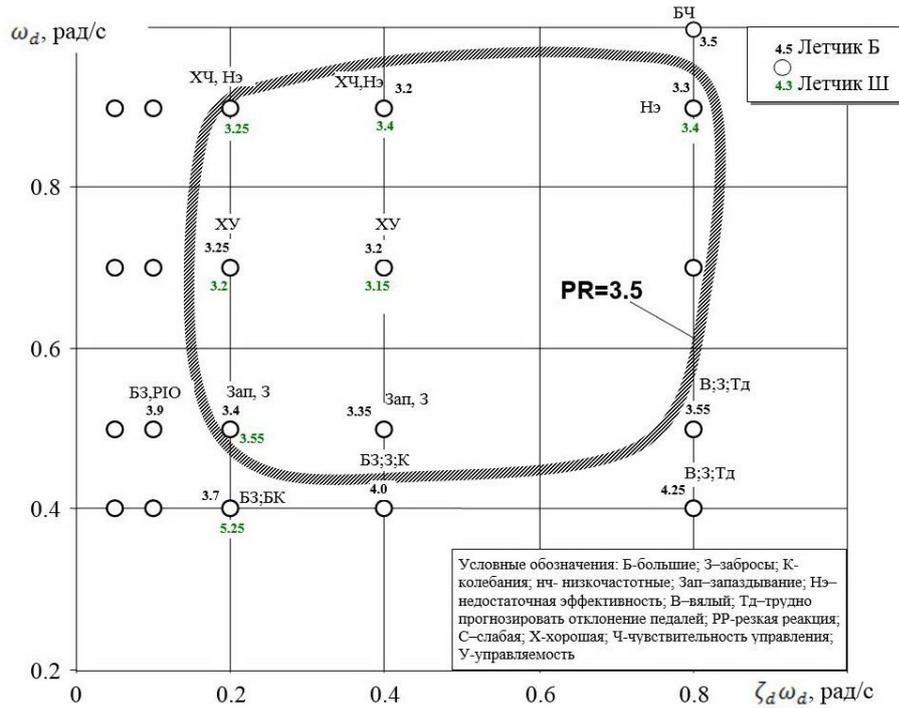


Рисунок 2.2 – Пилотажные оценки и комментарии летчиков для различных динамических конфигураций самолета в путевом канале управления

$$(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta = \tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta \text{ opt}; n_z^\beta = -0.58; \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} = \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} \text{ opt}, W=6 \text{ м/с})$$

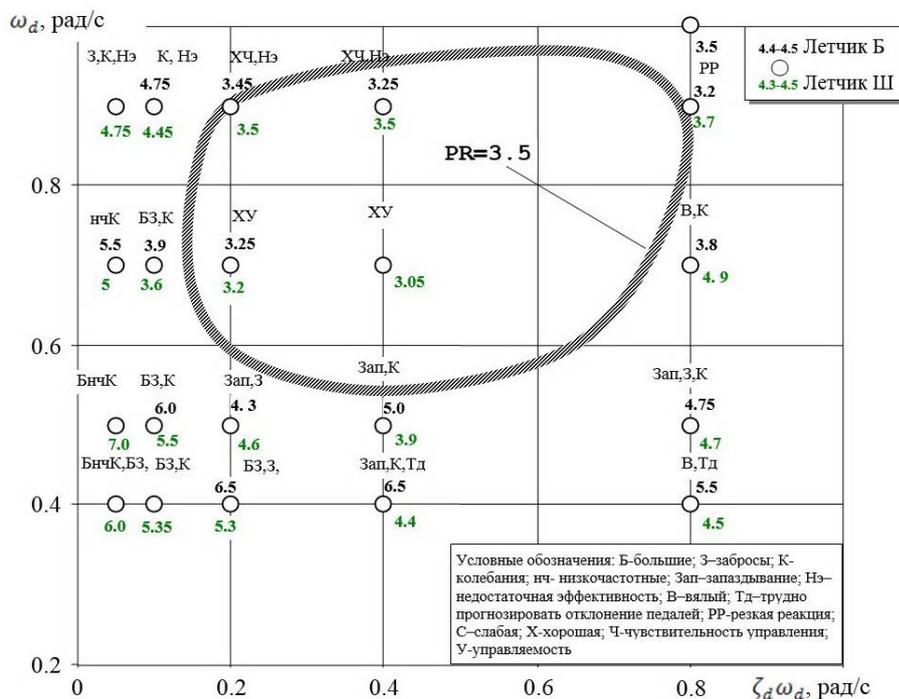


Рисунок 2.3 – Пилотажные оценки и комментарии летчиков для различных динамических конфигураций самолета в путевом канале управления

$$(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta = -1.225; n_z^\beta = -0.58; \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} = \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} \text{ opt}, W=15 \text{ м/с})$$

Как видно из полученных экспериментальных данных (рисунки 2.2, 2.3) оптимальные величины собственной частоты находятся в окрестности величин $\omega_d=0.7-0.8$ рад/с; а оптимальные величины демпфирования лежат в диапазоне величин $\zeta_d\omega_d=0.3-0.6$ рад/с ($\zeta_{d\ opt}=0.4-0.6$).

Допустимые величины собственной частоты и демпфирования зависят от параметра $\tilde{M}_{x\ экв}^\beta$ и интенсивности ветра W . Например, из рисунков 2.2 и 2.3, видно, что область допустимых значений ω_d и $\zeta_d\omega_d$, определенная при величинах $\tilde{M}_{x\ экв}^\beta$ равным оптимальным для каждой динамической конфигурации параметров ω_d и $\zeta_d\omega_d$ и величине ветра $W=6$ м/с, (рисунок 2.2) значительно шире области допустимых величин ω_d и $\zeta_d\omega_d$ полученных при постоянной величине $\tilde{M}_{x\ экв}^\beta$ и $W=15$ м/с (рисунок 2.3).

При оптимальных величинах $\tilde{M}_{x\ экв}^\beta$ и величинах ветра до $W=6$ м/с минимально допустимые величины $\omega_{d\ min}$ и $\zeta_d\omega_{d\ min}$, определенные в проведенных экспериментах, составляют приблизительно $\omega_{d\ min}=0.4$ рад/с и $\zeta_d\omega_{d\ min}=0.15$ рад/с. Именно эти допустимые величины $\omega_{d\ min}$ и $\zeta_d\omega_{d\ min}$ приводятся в существующих Нормам и литературе (рисунок 2.1). Что касается границы относительного демпфирования ζ_d , то они не соответствуют требованиям этих же Норм к размерному демпфированию $\zeta_d\omega_{d\ min}$ [34]. Действительно, согласно Нормам минимальные величины $\zeta_{d\ min}$ и $\zeta_d\omega_{d\ min}$ по Уровню 1 для категории полета В составляют $\zeta_{d\ min}=0.08$ и $\zeta_d\omega_{d\ min}=0.15$ рад/с. Поскольку собственные частоты ω_d для неманевренных самолетов для посадки не превышают 0.7-0.8 рад/с, то из требования $\zeta_d\omega_d>0.15$ следует, что должно быть $\zeta_d>0.2$ (а не $\zeta_d>0.08$).

Кроме этого, как видно из рисунка 2.4, на котором показаны области оценок Уровня 1, полученные в проведенных экспериментах, требование $\zeta_d>0.08$ противоречит полученным в работе экспериментальным данным. Согласно этим данным (рисунок 2.4) минимальная величина ζ_d соответствует $\zeta_d=0.2$.

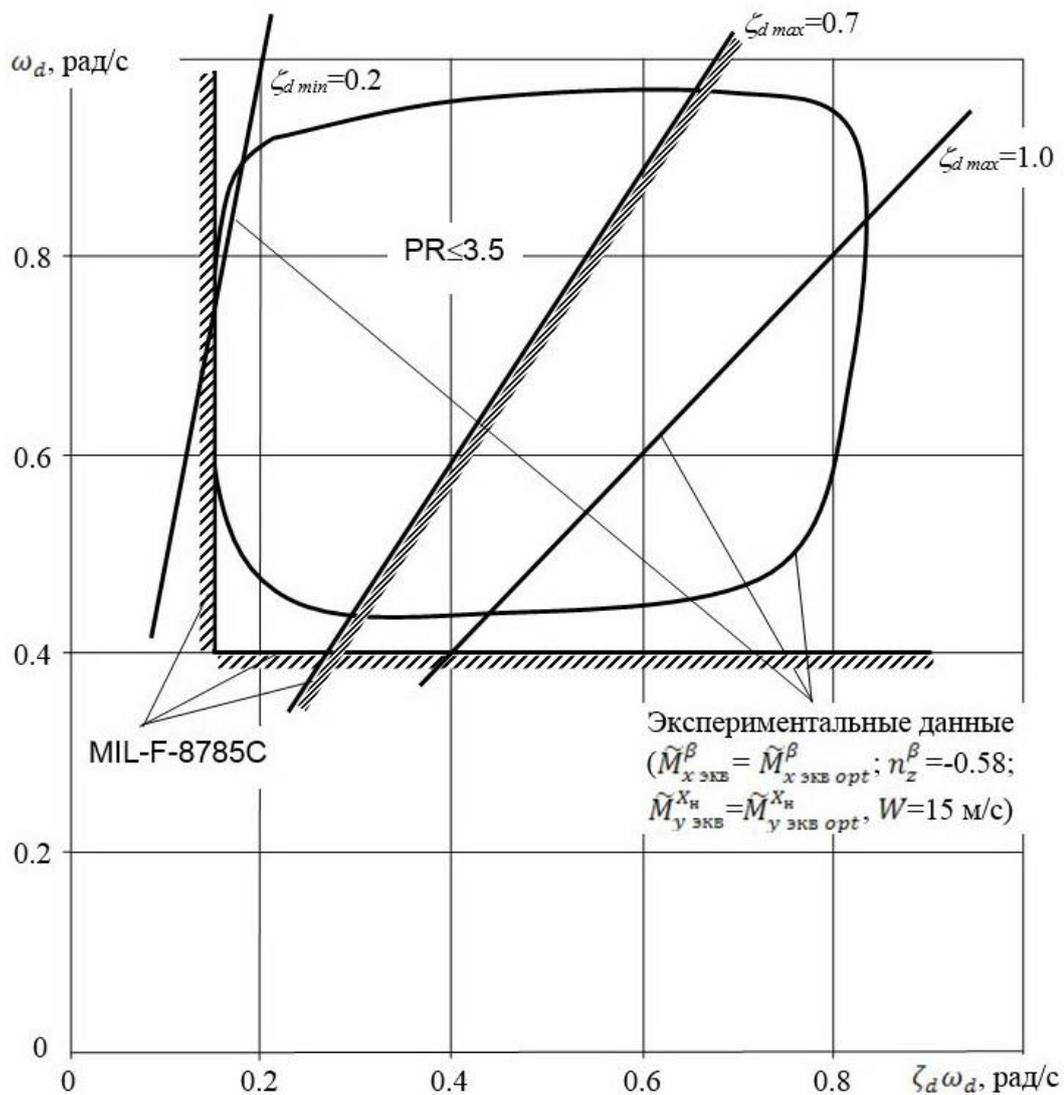


Рисунок 2.4 – Сравнение полученных экспериментальных данных с существующими Нормами [34]

В существующих требованиях указывается, что если величины $\omega_d^2 \left[\frac{\gamma}{\beta} \right]_d > 20 \text{ рад/с}^2$, то минимальное значение $\zeta_d \omega_d min$ должно быть увеличено по сравнению с приведенной величиной для Уровня 1 ($\zeta_d \omega_d min = 0.15$) на величину $\Delta \zeta_d \omega_d = 0.014 \left(\omega_d^2 \left[\frac{\gamma}{\beta} \right]_d - 20 \right)$ (отметим, что $\omega_d^2 \left[\frac{\gamma}{\beta} \right]_d \approx k \cdot \tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$). Полученные данные подтверждают тот факт, что с увеличением $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ допустимые величины $\zeta_d \omega_d min$ несколько увеличиваются, однако это увеличение не столь сильное по сравнению с указанным в Нормам. Более сильное влияние $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ оказывает на $\omega_d min$. Однако в Нормам минимальная величина $\omega_d min$ указана независимо от

$\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ (или параметра $\omega_d^2 \left[\frac{\gamma}{\beta} \right]_d$). Поэтому в Нормах было бы более целесообразно указать изменение границ по $\omega_{d \min}$ в зависимости от параметра $\omega_d^2 \left[\frac{\gamma}{\beta} \right]_d$.

Максимальная по Уровню 1 величина $\zeta_{d \max}=0.7$, указанная в Нормах немного меньше максимальной величины, полученной в экспериментах. Согласно полученным данным $\zeta_{d \max}=0.9-1.0$.

Что касается максимальных по Уровню 1 величин $\omega_{d \max}$ для неманевренных самолетов, то в существующих Нормах и в литературе они не приводятся, в литературе [34] приводятся только требования к $\omega_{d \max}$ для маневренных самолетов. В связи с этим, в нормативные документы необходимо ввести ограничения на максимальные величины собственной частоты и размерного демпфирования.

2.2 Механизм влияния динамических характеристик на управляемость

На рисунке 2.5 приведены комментарии летчиков, объединенные в 5 групп по общим признакам для всех рассмотренным конфигураций самолета. Видно, что четыре из этих групп связаны с недостатками динамических характеристик самолета, а группа “Дисгармония между чувствительностью и эффективностью управления” связана со статическими характеристиками (коэффициентом усиления).

Влияние динамических характеристик. В путевом канале управления определяющим является управление углом рысканья. Поэтому для выяснения основных причин влияния на управляемость величин ω_d и $\zeta_d \omega_d$ достаточно рассмотреть переходные процессы по углу рысканья.

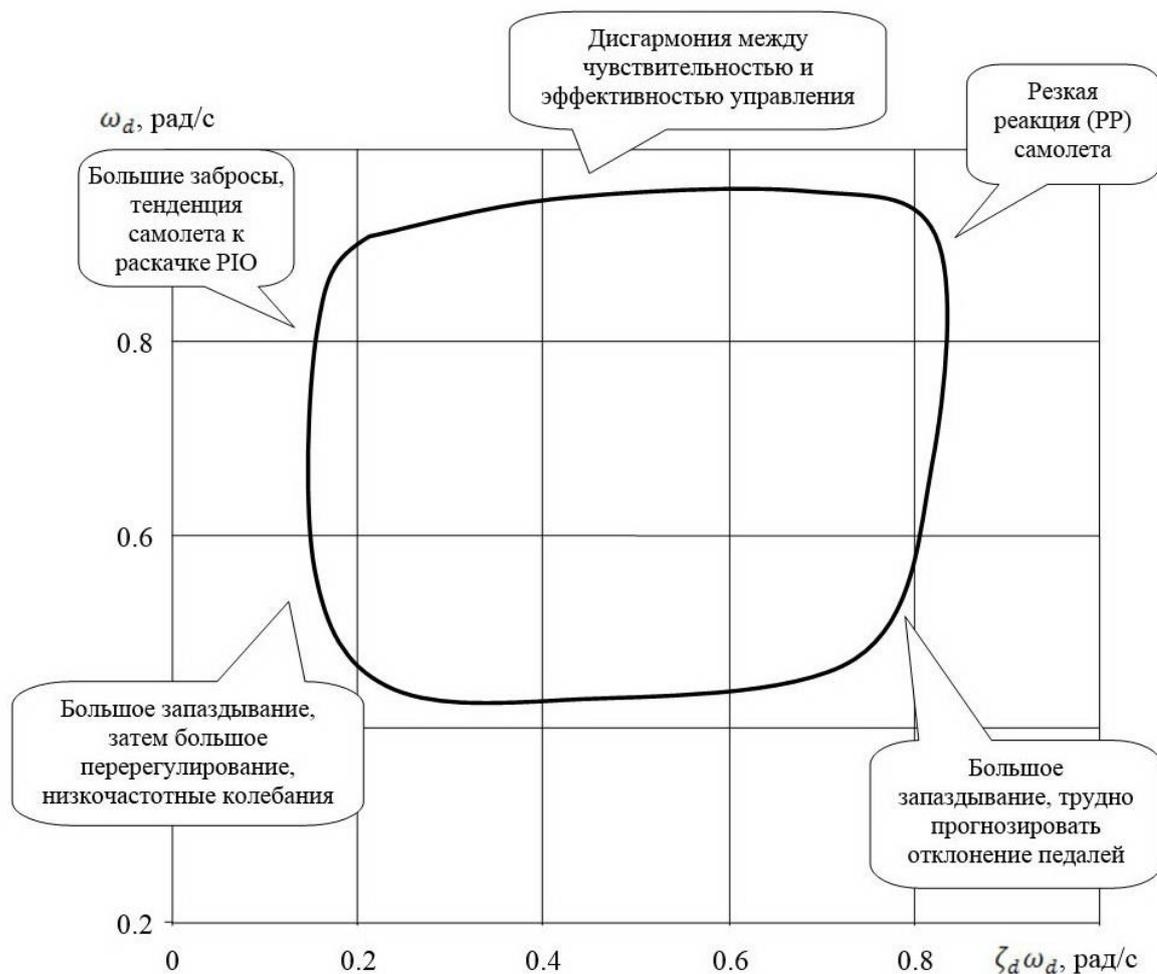


Рисунок 2.5 – Комментарии летчиков, объединенные в 5 групп по общим признакам для всех рассмотренным конфигураций самолета

На рисунке 2.6 приведены переходные процессы для оптимальных величин ω_d , $\zeta_d \omega_d$, и типичным величинам ω_d и $\zeta_d \omega_d$, соответствующим четырем указанным группам комментариев:

1) *большие ω_d , малые $\zeta_d \omega_d$* : “Большие забросы, тенденция самолета к раскачке PIO”.

2) *малые ω_d , малые $\zeta_d \omega_d$* : “Большое запаздывание, затем большое перерегулирование, низкочастотные колебания”.

3) *малые ω_d , большие $\zeta_d \omega_d$* : “Большое запаздывание, трудно прогнозировать отклонение педалей, из-за запаздывания приходится делать двойные движения”.

4) *большие ω_d , большие $\zeta_d \omega_d$* : “Очень хорошо идет за педалями, но требует аккуратного управления”.

Приведенные комментарии и переходные процессы показывают, что влияние динамики путевого канала управления на управляемость определяется величиной перерегулирования, быстротой и колебательностью переходного процесса. Действительно, все комментарии в конечном счете связаны с этими характеристиками переходного процесса. Характеристики переходного процесса, такие как перерегулирование, запаздывание, летчики сами используют в своих комментариях. Другие термины, такие как двойные движения, вялость, тенденция к РЮ, низкочастотные колебания являются следствием запаздывания, колебательности переходного процесса или перерегулирования.

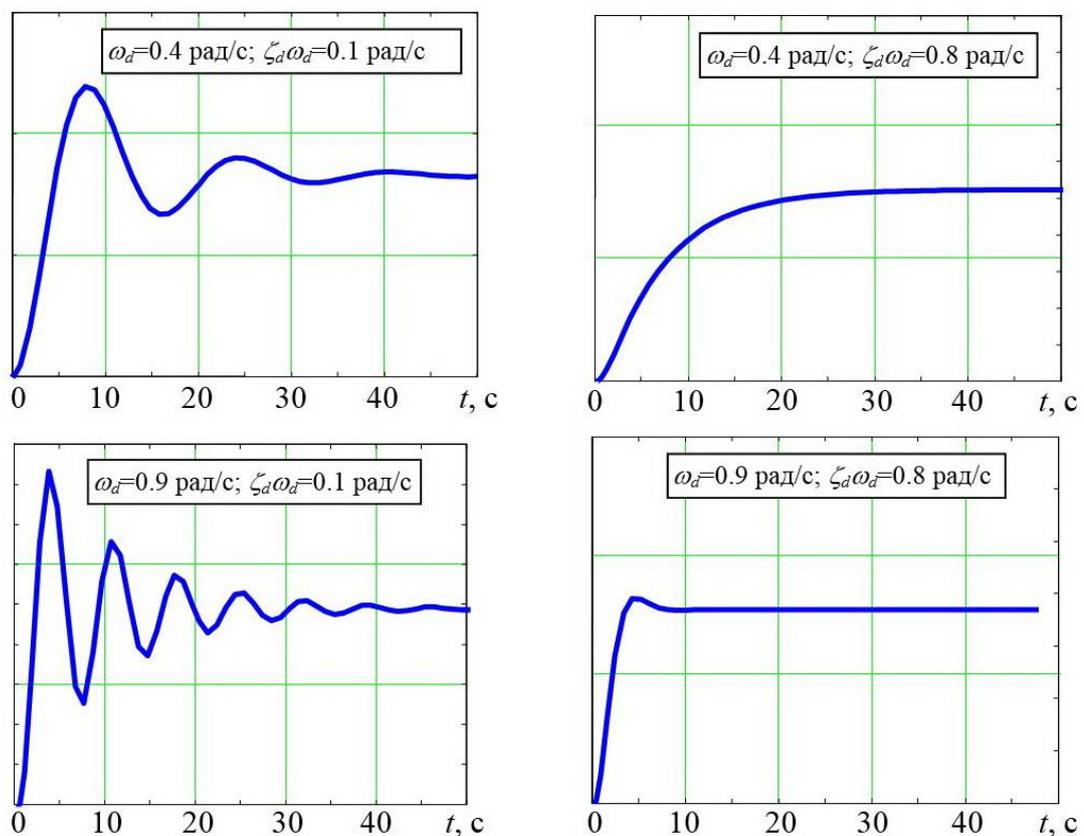


Рисунок 2.6 – Переходные процессы для различных величин ω_d , $\zeta_d \omega_d$, соответствующим четырем указанным группам комментариев

Летчики негативно оценивают как малое, так и слишком большое быстроедействие, а также большое перерегулирование и заметную колебательность переходного процесса. Оптимальная управляемость достигается только при определенном быстроедействии и только тогда, когда перерегулирование не

превышает определенной величины (примерно 10%), а колебательность отсутствует.

Из сказанного становится очевидным механизм влияния характеристик ω_d и $\zeta_d \omega_d$ на управляемость (поскольку эти характеристики однозначно связаны с характеристиками переходных процессов).

Следует особо остановиться на случае 4 ($\omega_d=0.9$ рад/с; $\zeta_d \omega_d=0.8$ рад/с), когда перерегулирование и колебательность отсутствуют, а быстродействие слишком высокое. В этом случае курс практически идеально отслеживает положение педалей, и летчики отмечают, что самолет хорошо ходит за педалями. Однако летчику приходится чаще вмешиваться в управление и осторожнее управлять педалями, что требует большей напряженности в работе. В подробных комментариях летчик Ш. отмечал, что в этом случае самолет резко реагировал на его действия. Это явление принято называть резкой реакцией (РР) самолета на действия летчика. Более подробно это явление и его особенности рассматриваются в разделе 2.4.

Дисгармония между чувствительностью и эффективностью управления. Эта дисгармония проявляется только при больших ω_d для случая линейного коэффициента усиления (для линейного $\bar{M}_y(X_H)$). Причина такой дисгармонии связана с тем, что оптимальная чувствительность управления и требуемая эффективность различным образом зависят от собственной частоты ω_d .

Оптимальная чувствительность управления, как следует из критерия (см. Главу 3), зависит от частоты ω_d примерно по линейному закону:

$$\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H \text{ opt}} = k \cdot \omega_d. \quad (2.1)$$

Из уравнения (1.9) можно показать, что минимально необходимая эффективность управления зависит от ω_d примерно по квадратичному закону:

$$\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H \text{ max}} = \omega_d^2 \beta_{\text{max}}. \quad (2.2)$$

Как видно из рисунка 2.7, при малых величинах ω_d при оптимальной чувствительности управления реализуемая эффективность управления превышает минимально необходимую ее величину, т.е. в этом случае нет противоречий между

чувствительностью и эффективностью управления. Начиная с некоторых величин ω_d , при оптимально выбранной чувствительности управления реализуемая эффективность становится меньше минимально необходимой. По этой причине и появляется дисгармония между чувствительностью и эффективностью управления.

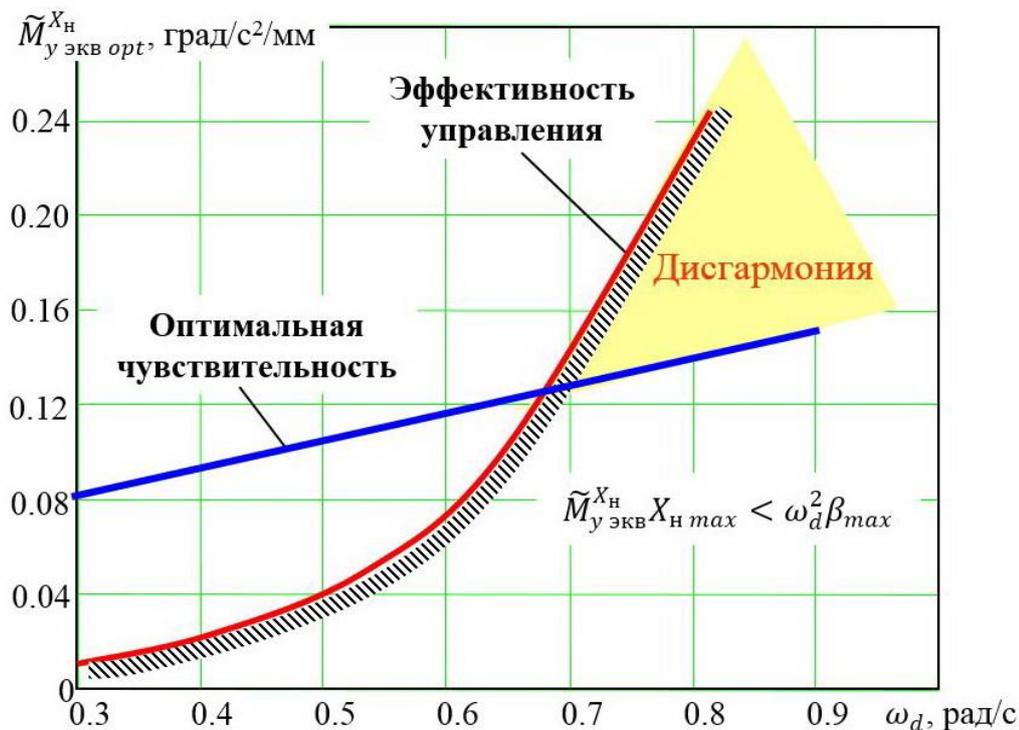


Рисунок 2.7 – Реализуемая эффективность управления в путевом канале

2.3 Влияние параметров алгоритмов системы подвижности стенда на воспроизведение резкой реакции самолета

Резкая реакция самолета в путевом канале управления проявляется летчику в виде отрицательного действия на него высокочастотных боковых перегрузок. Поэтому моделирование боковых перегрузок для исследования резкой реакции имеет ряд особенностей по сравнению с обычными исследованиями, когда эти перегрузки влияют на пилотирование благоприятно или не влияют на пилотирование вообще.

Степень РР определяется уровнем высокочастотных боковых перегрузок, восприятие которых зависит и от уровня низкочастотных компонент этих перегрузок. Поэтому достоверность результатов стендовых исследований РР можно оценивать только по одному критерию - чем ближе стендовый уровень боковых перегрузок к реальным, тем выше достоверность получаемых результатов.

Из вышесказанного в частности следует, что в отличие от других ситуаций при исследовании резкой реакции нельзя уменьшать масштаб воспроизведения боковой перегрузки.

На стенде ПСПК-102 в настоящее время нет возможности изменять структуру штатных алгоритмов управления движением кабины (рисунок 1.10) - имеется возможность менять лишь параметры этих штатных алгоритмов. В связи с этим, задача состоит в том, чтобы при заданных ходах кабины и при имеющихся алгоритмах управления подвижностью найти такие параметры штатных алгоритмов управления, при которых обеспечивается минимальное искажение уровня боковых перегрузок.

Для определения влияния алгоритмов на воспроизведение РР самолета, были проведены эксперименты, в которых варьировались параметры $T_{ЗВЧ}$, $T_{ЗНЧ}$ и K . Некоторые результаты данных экспериментов изложены в работе [53, 70].

Из (1.3) очевидно, что случай $T_{ЗВЧ}=0$ соответствует неподвижной кабине, а при $T_{ЗВЧ}=\infty$ боковые перегрузки воспроизводятся без искажений, т.е. как в реальном полете.

На рисунке 2.8 приведены зависимости пилотажных оценок летчика РР по шкале Купера-Харпера [31-32] от величины $T_{ЗВЧ}=T_{ЗНЧ}$ при $K=1$ и их комментарии. Параметры фильтров оценивались летчиком по интенсивности возникающих ложных ощущений рывков по крену при движении кабины в боковом канале. Наилучшая оценка соответствовала отсутствию ложных ощущений.

Видно, что результаты стендовых исследований путевой управляемости и, следовательно, качество моделирования перегрузок, значительно зависят от величины постоянной времени $T_{ЗВЧ}$. При малых величинах $T_{ЗВЧ}$ происходит резкое ухудшение управляемости самолета, причем летчики отмечают два обстоятельства. Во-первых, если самолет обладает РР (например, при $\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.8$ рад/с), то реакция самолета на стенде при таких величинах $T_{ЗВЧ}$ становится еще более неприятной для летчика из-за резких бросков кабины по крену. Более того, при малых величинах $T_{ЗВЧ}$ самолет начинает расцениваться как

резкий даже в тех случаях, когда в реальных условиях резкой реакции не наблюдается (например, при $\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.4$ рад/с).

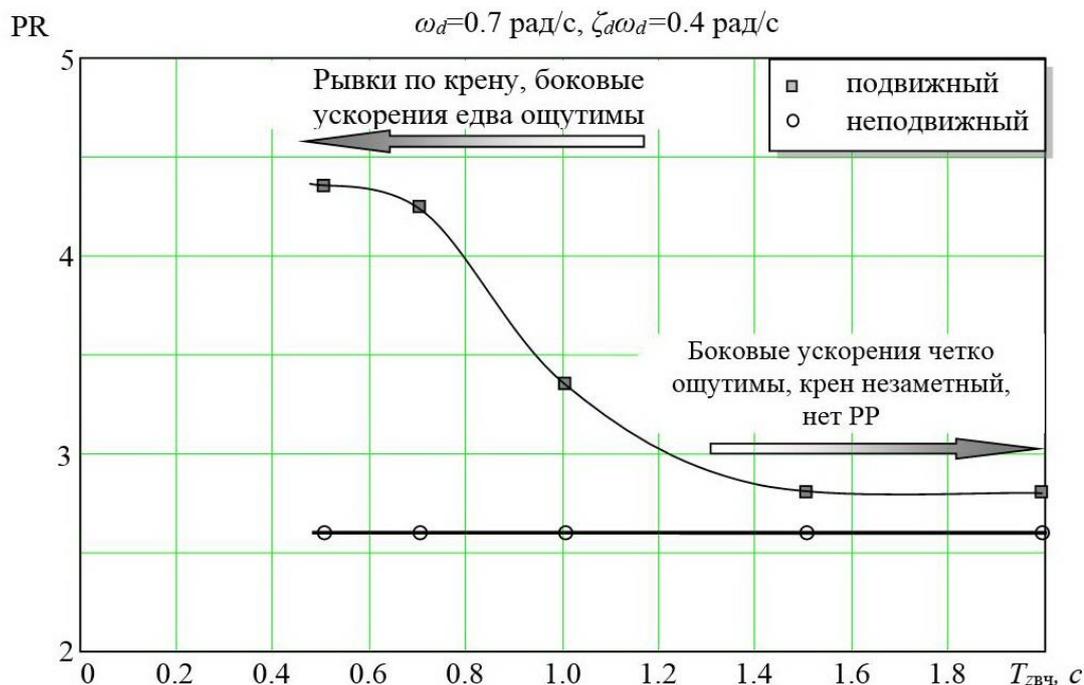


Рисунок 2.8 – Зависимости пилотажных оценок от величины $T_{звч}$ при $K=1$

Во-вторых, летчики отмечают, что при малых величинах $T_{звч}$ разрушается привычный образ движения: они перестают чувствовать боковую перегрузку, а вместо нее ощущают резкие броски кабины по крену с последующими колебаниями, обратный ход кабины и т.д. Это видно, например, из следующих комментариев летчика 1 для случая $T_{звч}=0.5$ с, $K=1$.

Вариант $\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.7$ рад/с:

“Боковые перегрузки ощущаются слабо. Резко бросает кабину по крену, особенно при отпуске педалей и подработке. PR=5.0”.

Вариант $\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.4$ рад/с:

“Боковые перегрузки n_z небольшие, но сильно бросает по крену, особенно при отпуске педалей. Подработке педалями безобразны. Видимо, n_z сильно маскируется паразитными кренами кабины. PR=4.5”.

Для того, чтобы лучше понять эти отзывы, отметим сначала, что для алгоритмов (1.3), (1.4) при $K=1$ сумма высокочастотной и низкочастотной компонент боковой перегрузки, воспроизводимых на стенде, равна реальной

перегрузке (1.1). Однако, если $T_{\text{ЗНЧ}}$ невелико, то возникают ложные высокочастотные угловые скорости и ускорения кабины по крену. На рисунке 2.9 приведены зависимости этих ускорений и скоростей от величины K для трех значений постоянной времени фильтра $T_{\text{ЗНЧ}}=T_{\text{ЗВЧ}}$. Видно, что с уменьшением $T_{\text{ЗНЧ}}$ уровень ложных угловых ускорений и скоростей крена заметно возрастает, что приводит к резким броскам по крену, которые могут расцениваться летчиком как проявление РР самолета.

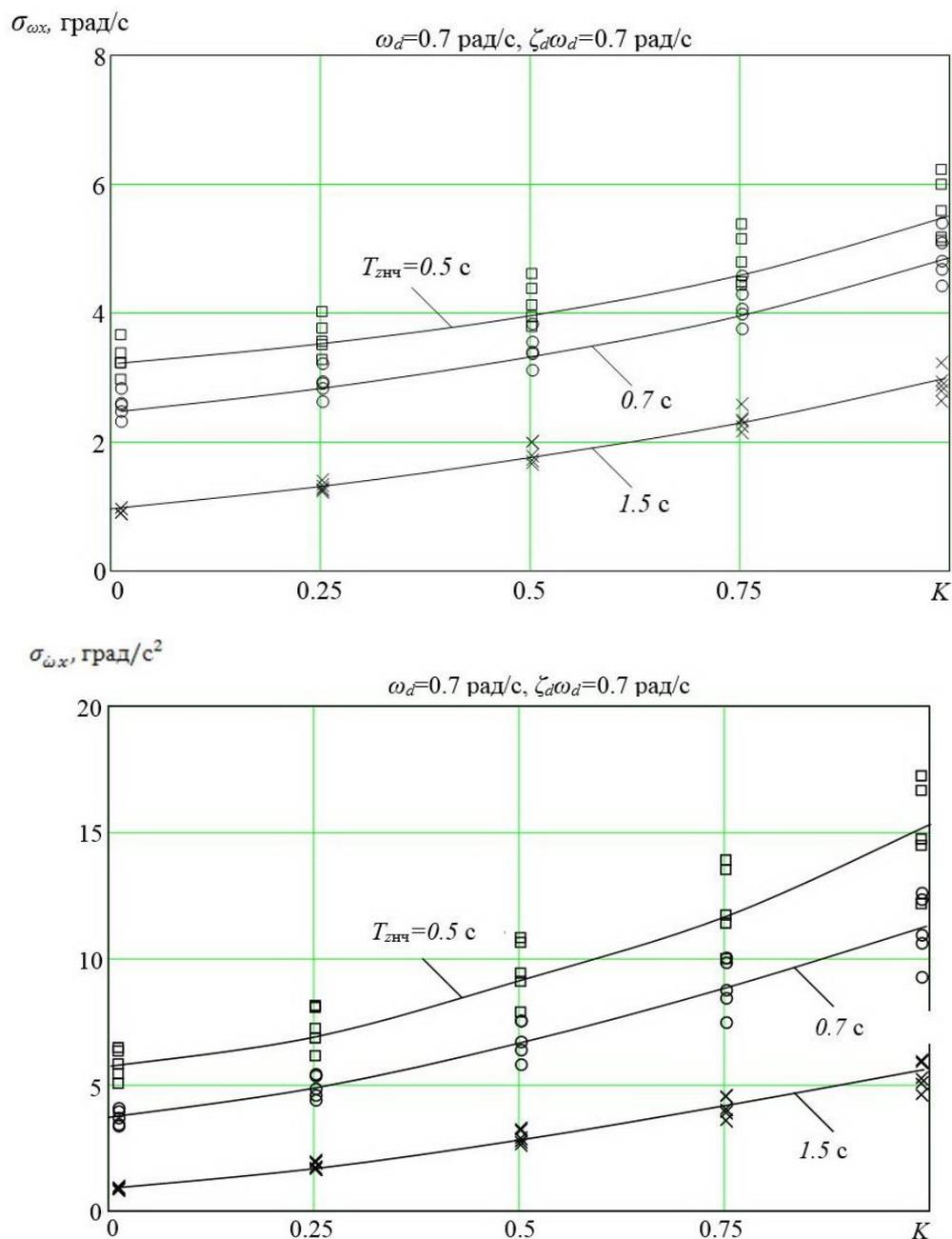


Рисунок 2.9 – Зависимости угловых ускорений и скоростей крена от величины K и постоянной времени $T_{\text{ЗНЧ}}$

При увеличении постоянной времени $T_{ЗВЧ} = T_{ЗНЧ}$, как видно из рисунка 2.8, во всех случаях оценки управляемости самолета на стенде улучшаются и при величинах $T_{ЗВЧ} > 1.5$ с они практически выходят на постоянный уровень. При этом летчики отмечают, что боковые перегрузки воспринимаются практически, как в реальном полете и никаких кренов кабины стенда они не замечают.

Интересно отметить, что при $T_{ЗВЧ} = T_{ЗНЧ} \approx 1.5-2$ с среднеквадратические угловые скорости крена достигают 3 град/с, а угловые ускорения – $5 \div 6$ град/с² (рисунок 2.9), но летчики их практически не ощущают. Другими словами, указанные уровни угловых скоростей и ускорений можно считать пороговыми.

Приведем примеры отзывов летчика 1 для случая $K=1$; $T_{ЗВЧ}=1.5$ с:

Вариант $\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d \omega_d=0.7$ рад/с. “Боковая перегрузка воспроизводится естественно. Отчетливая, классическая РР, педали хочется сдерживать. Самолет выходит на осевую линию рывками, нужны плавные движения педалями. РР=3.5”.

Вариант $\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d \omega_d=0.4$ рад/с. “Боковая перегрузка n_z чувствуется отчетливо, воспроизводится естественно и хорошо помогает. РР отсутствует. РР=2.5”.

Исходя из этого можно считать, что данные, получаемые на подвижном пилотажном стенде при $T_{ЗВЧ} > 1.5$ с, соответствуют реальному полету. Вместе с тем, как видно из данных на рисунке 2.10, при $T_{ЗВЧ} > 1.5$ с хода кабины достигают пределов располагаемых перемещений. Учитывая все это, в данной работе исследование резкой реакции самолета в канале рыскания, для которой воспроизведение боковой перегрузки с высоким качеством имеет первостепенное значение, проводилось при параметрах фильтра $T_{ЗВЧ}=1.5$ с, $K=1$.

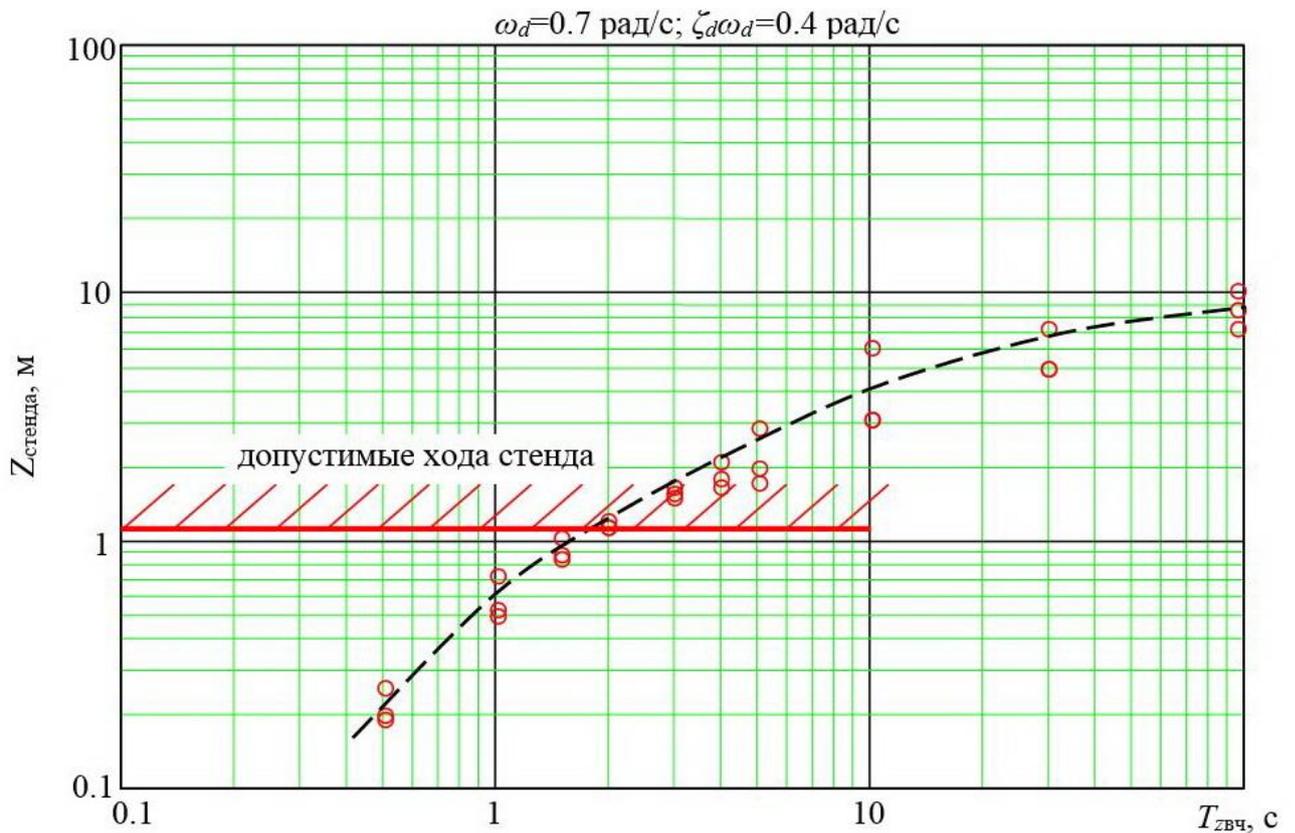


Рисунок 2.10 – Влияние постоянной времени фильтра на хода кабины стенда по оси Z

2.3.1 Обоснование достоверности данных, полученных при моделировании захода на посадку

Задача посадки гораздо больше соответствует условиям реального полета, чем задача отслеживания заданного курса. Для задачи захода на посадку было выбрано $T_{\text{звч}}=0,5 \text{ с}$, т.к. при больших величинах $T_{\text{звч}}$ кабина начинала выходить на пределы своих перемещений. Как видно из рисунка 2.9, при такой величине $T_{\text{звч}}$ уменьшение K приводит к снижению ложных угловых скоростей и ускорений. Однако уменьшение K приводит также к снижению уровня воспроизводимых боковых перегрузок. В связи с этим, при моделировании захода на посадку была выбрана компромиссная величина коэффициента $K=0.5$. Тем не менее, при воспроизведении боковых перегрузок за счет наклонов кабины на стенде с такими значениями параметров низкочастотного фильтра появляются заметные ложные угловые скорости и ускорения по крену. Поэтому возникает вопрос о достоверности результатов по РР, полученных при моделировании задач посадки.

Оценки управляемости одного и того же самолета, полученные в разных задачах пилотирования, могут отличаться из-за различной загрузки летчика. Задача отслеживания заданного курса легче, чем задача посадки с боковым ветром. Поэтому оценки управляемости самолета, полученные при моделировании отслеживания курса, лучше, чем оценки управляемости, полученные при моделировании посадки. Но, как отмечалось в работах [29, 70], о РР следует судить не по абсолютным оценкам управляемости, а по их приращению $\Delta PR = PR_{\text{подв}} - PR_{\text{неподв}}$ при переходе от неподвижной кабины к подвижной.

На рисунке 2.11 дано сравнение зависимостей приращений пилотажных оценок от собственной частоты путевого движения, полученных в задаче отслеживания угла курса и в задаче захода на посадку. Из сравнения экспериментальных данных по РР, полученных в обеих рассмотренных задачах пилотирования, видно, что все экспериментальные данные по РР при моделировании посадки (при $K=0.5$, $T_{z6ч}=0.5$ с), хорошо совпадают с экспериментальными данными по РР при моделировании задачи отслеживания курса (при $K=1$, $T_{z6ч}=1.5$ с). А поскольку достоверность последних не вызывает сомнений, то следовательно, нет оснований сомневаться и в достоверности экспериментальных данных по РР, полученных при моделировании посадки.

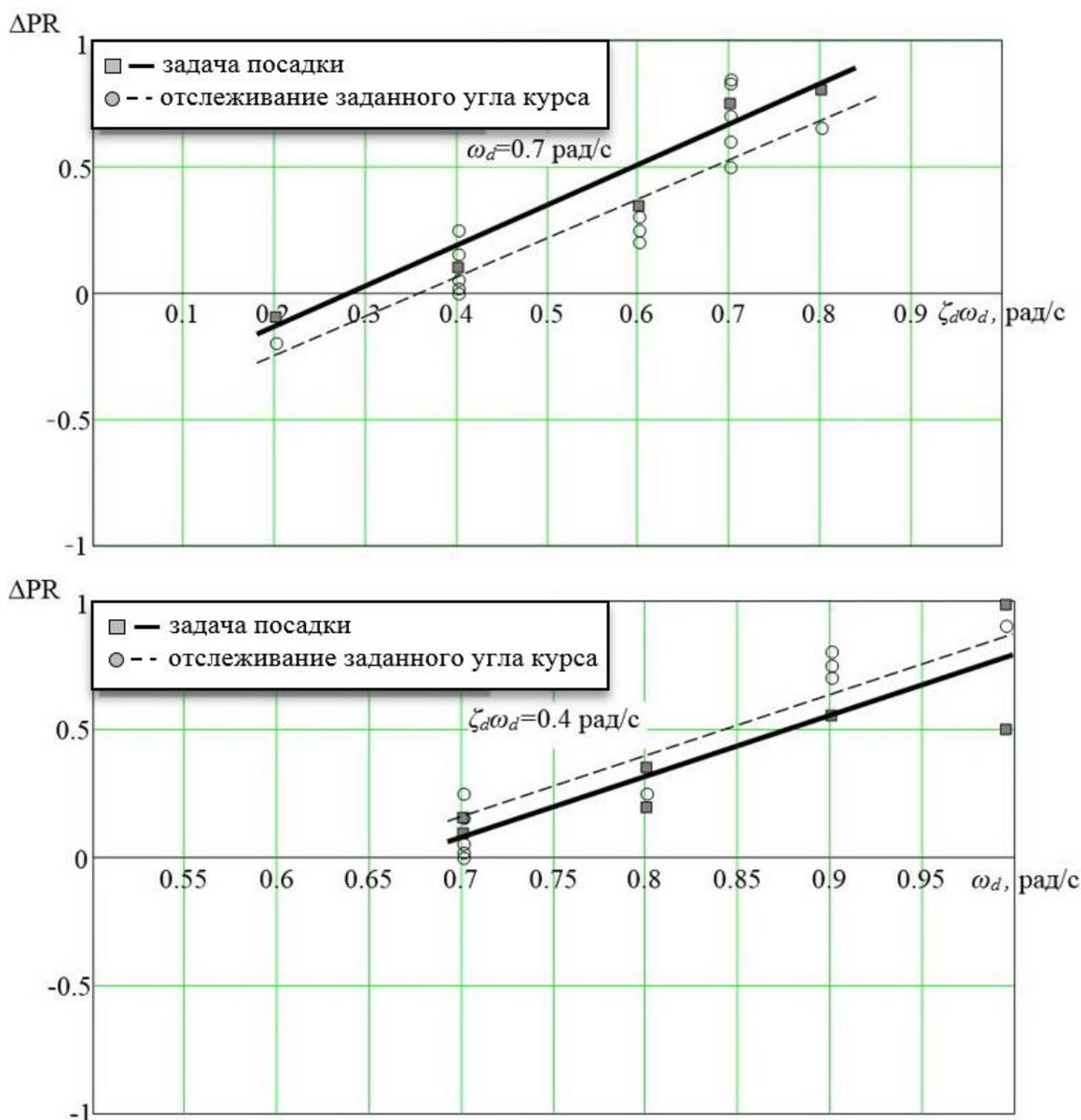


Рисунок 2.11 – Сравнение данных, полученных для задачи посадки ($K=0.5$, $T_{ЗВЧ}=0.5$ с) и задачи отслеживания заданного угла курса ($K=1.0$, $T_{ЗВЧ}=1.5$ с)

2.4 Сравнение данных, полученных на пилотажном стенде с включенной и выключенной системой подвижности

На рисунке 2.12 дается сравнение областей допустимых по Уровню 1 величин собственной частоты ω_d и размерного демпфирования $\zeta_d \omega_d$ путевого движения, полученных на стенде с подвижной и неподвижной кабиной.

Видно, что при переходе от неподвижной кабины к подвижной область допустимых величин ω_d и $\zeta_d \omega_d$ заметно сужается и сдвигается в сторону их меньших величин. При оптимальных и меньших оптимальных величинах ω_d и $\zeta_d \omega_d$ управляемость на пилотажном стенде с подвижной кабиной оказывается

лучше, чем на стенде с неподвижной кабиной. При больших величинах ω_d и $\zeta_d \omega_d$ управляемость на стенде с подвижной кабиной становится хуже, чем на стенде с неподвижной кабиной.

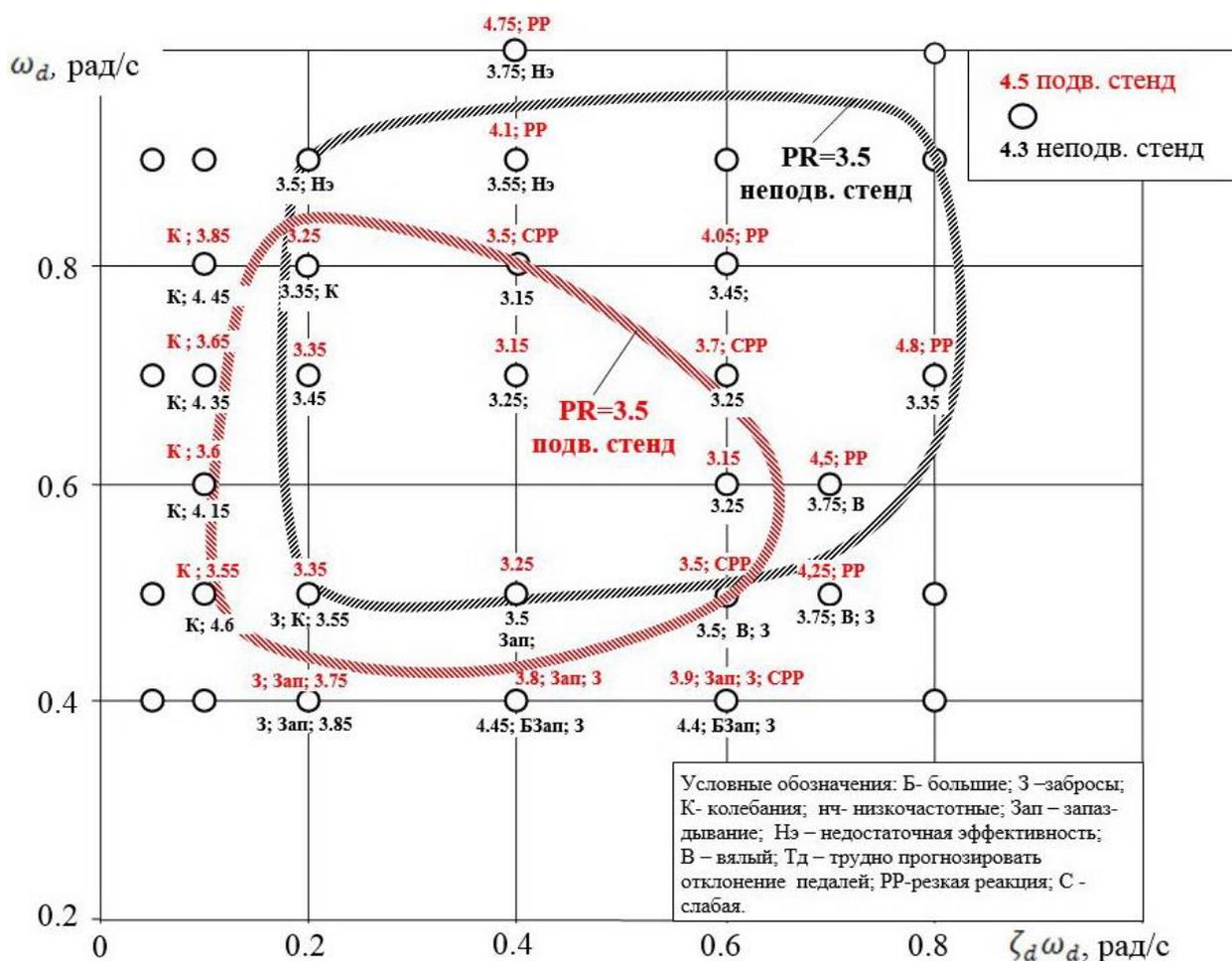


Рисунок 2.12 – Пилотажные оценки и комментарии летчиков в плоскости параметров собственная частота ω_d - демпфирование движения рыскания $\zeta_d \omega_d$.

$$(\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} = \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H \text{ opt}}; \tilde{M}_{x \text{ экв}}^B = \tilde{M}_{x \text{ экв}}^{B \text{ opt}}; n_z^B = -0.58; W = 15 \text{ м/с})$$

$$\text{Загрузка педалей: } P^X = 0.308 \text{ кг/мм; } P_0 = 4 \text{ кг; } P_{\text{тр}} = 2.2 \text{ кг.}$$

Как следует из рисунка 2.12, оценки летчика, полученные при больших величинах ω_d и $\zeta_d \omega_d$ ($\omega_d > 0.8$ и $\zeta_d \omega_d > 0.6$) на стенде с подвижной кабиной, соответствуют резкой реакции самолета. При отключении подвижности резкая реакция исчезала. Приведем некоторые из комментариев летчиков:

$\omega_d = 0.8$ рад/с, $\zeta_d \omega_d = 0.6$ рад/с, летчик Ш. **Подвижный стенд:** «Очень резкий. Управление толчками, что сдерживает движение педалями и приводит к колебательности.» $PR = 4.5$. **Неподвижный стенд:** «Один из лучших вариантов.»

$PR=3.0$.

$\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.8$ рад/с, летчик Б. **Подвижный стенд:** «При корректирующих движениях возникает РР, что сказывается на манере пилотирования.» $PR=4.5$. **Неподвижный стенд:** «Совсем другая картина. Вполне комфортно. Дубоват, но на качество выполнения задачи не влияет.» $PR=3.5$.

Эти и другие комментарии летчиков позволяют сделать вывод, что в явлении резкой реакции самолета важную роль играют ускорения, действующие на летчика. Другими словами, явление резкой реакции возникает только тогда, когда воспроизводятся боковые перегрузки самолета. Следовательно, определяющую роль в этом явлении играют боковые перегрузки.

Эксперименты показали также, что при исключении компоненты угловых ускорений из боковых перегрузок резкая реакция пропадала. Это говорит о том, что причина резкой реакции связана с боковыми перегрузками, вызываемыми угловыми ускорениями.

При определенных характеристиках самолета боковые перегрузки из-за угловых ускорений становятся сравнимыми и даже больше, чем низкочастотные перегрузки в ц.т. самолета, которые целенаправленно создаются летчиком при пилотировании. Уровень высокочастотных боковых перегрузок, а следовательно и РР, зависит от выноса кабины, быстродействия самолета (собственная частота, демпфирование, фильтры в прямой цепи) и чувствительности управления.

По комментариям летчиков РР особенно проявляется в таких ситуациях, когда летчику приходится делать быстрые небольшие корректирующие движения. В проведенных экспериментах такие ситуации создавались в задачах посадки с резким порывом ветра и при отслеживании “прыгающей полосы”. На конечном этапе выполнения этих задач (при выходе на осевую линию и выдерживании ее) летчику приходится действовать быстро и точно.

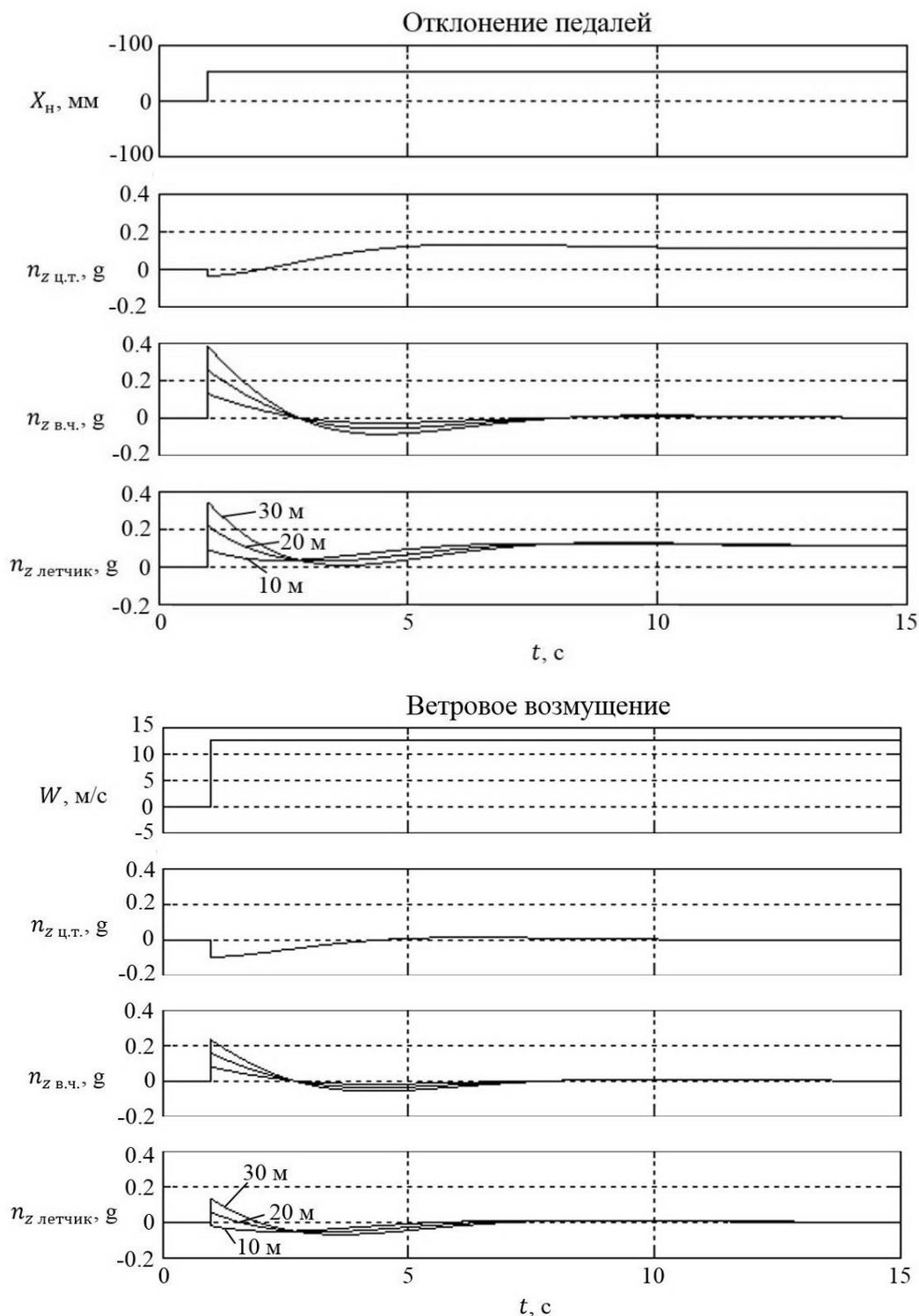


Рисунок 2.13 – Переходные процессы перегрузок, возникающих в месте выноса летчика (10 м, 20 м, 30 м), при отклонении педалей и при воздействии бокового ветра ($\omega_d=0.7$ рад/с; $\zeta_d\omega_d=0.4$ рад/с)

Вероятность появления РР несколько зависит от начального отклонения от осевой линии и уровня ветра, поскольку большой ветер и большое отклонение от осевой линии приводят к более напряженным условиям пилотирования и

заставляют летчика действовать быстрее и точнее. Очевидно, что само по себе начальное отклонение от осевой линии РР не вызывает. Ветер также не вызывает РР, во-первых потому, что перегрузки из-за порыва ветра обычно меньше, чем перегрузки, вызываемые действием летчика (рисунок 2.13). Во-вторых, ветер воспринимается летчиком как внешнее возмущение, а не свойство самолета.

2.5 Механизм возникновения резкой реакции из-за различных факторов

Влияние собственной частоты. Причины влияния собственной частоты на РР становятся понятными из анализа переходных процессов и частотных характеристик самолета (рисунок 2.14) по перегрузкам в кабине летчика при создании одной и той же установившейся перегрузки. Из переходных процессов видно, что в первоначальный момент времени появляется высокочастотная компонента (импульсное изменение перегрузки). Этот импульс по перегрузке и обуславливает негативное суждение летчика о реакции самолета. Величина этого пика при $T_{пр н}=0$ с определяется по формуле:

$$peak = \frac{(l-l_{МЦУ}) \cdot \omega_d^2}{n_z^\beta}, \quad (2.3)$$

где $(l - l_{МЦУ})$ - расстояние от места расположения летчика до мгновенного центра ускорений.

Наибольший пик соответствует наибольшей величине собственной частоты ω_d .

Механизм влияния собственной частоты на РР понятен также из анализа частотных характеристик (рисунок 2.14). Видно, что реакция самолета на высоких частотах с увеличением частоты ω_d возрастает. Например, при $\omega_d=0.9$ рад/с реакция самолета в 1.4 раза больше, чем при $\omega_d=0.5$ рад/с. Поэтому при больших ω_d самолет реагирует на высокочастотную (шумовую) составляющую в действиях летчика. В результате появляются высокочастотные перегрузки, которые и вызывают отрицательное мнение летчика об управляемости самолета.

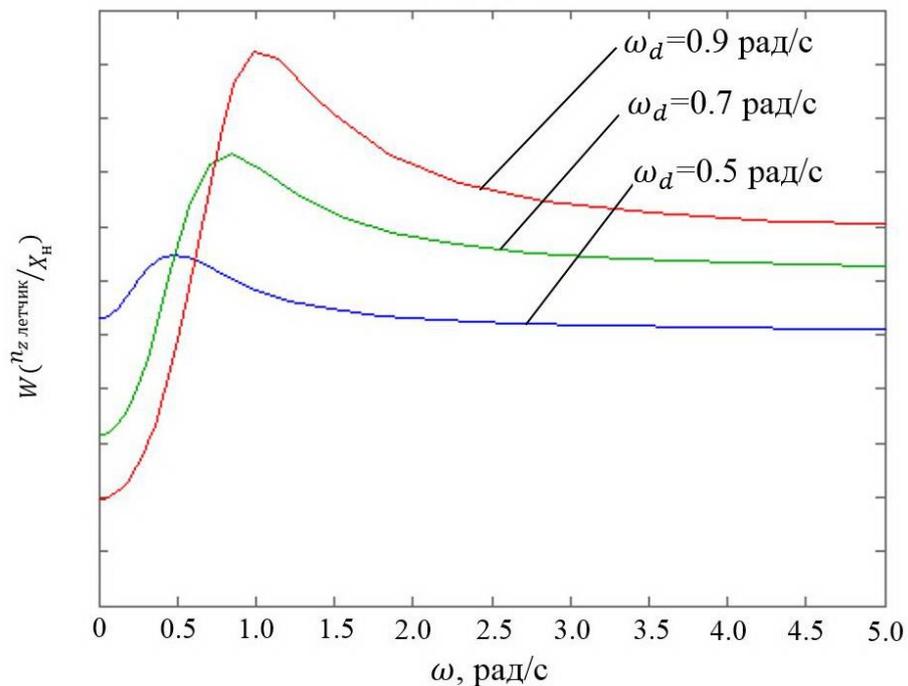
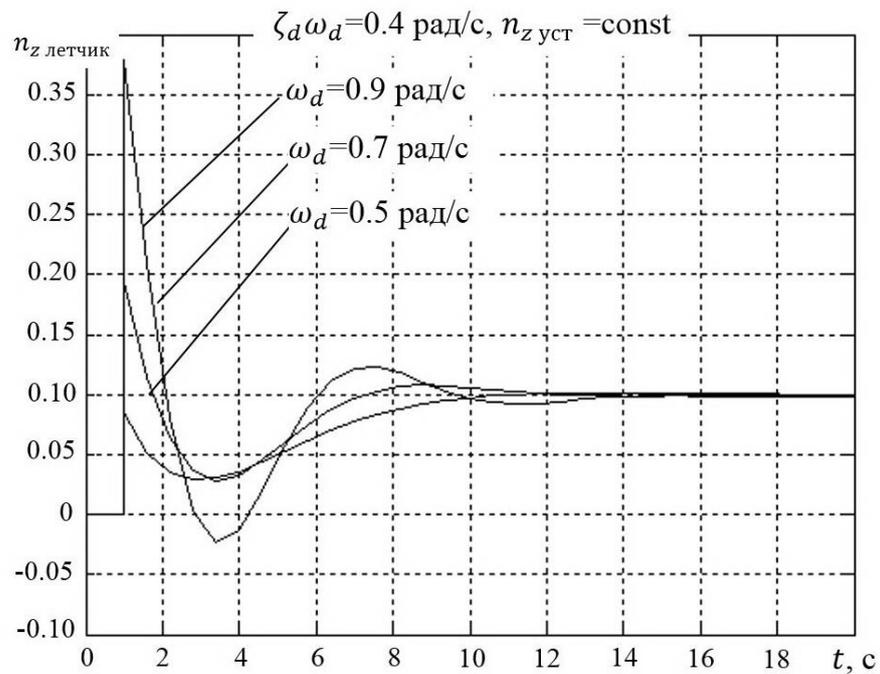


Рисунок 2.14 – Переходной процесс и частотная характеристика по боковой перегрузке n_z летчик на ступенчатое отклонение педалей для различных динамических характеристик путевого канала управления

Характер резкой реакции и ее восприятие летчиком зависит от соотношения собственной частоты и демпфирования. Это видно, например, из сравнения комментариев двух конфигураций $[\omega_d=1.0 \text{ рад/с}, \zeta_d \omega_d=0.4 \text{ рад/с}]$ и $[\omega_d=0.8 \text{ рад/с}, \zeta_d \omega_d=0.6 \text{ рад/с}]$, получивших на подвижном стенде одинаковую оценку $PR=4.0$. Для конфигурации $[\omega_d=1.0 \text{ рад/с}, \zeta_d \omega_d=0.4 \text{ рад/с}]$ летчик жаловался, в основном,

на колебательный характер РР (“ерзание”), тогда как для конфигурации $[\omega_d=0.8 \text{ рад/с}, \zeta_d\omega_d=0.6 \text{ рад/с}]$ летчик жаловался на толчковый (ударный) характер РР.

Влияние демпфирования. Механизм влияния демпфирования на возникновение РР можно понять из данных, представленных на рисунках 2.15-2.16. На рисунке 2.15 представлены переходные процессы по перегрузке в кабине летчика при создании одной и той же установившейся перегрузки (вверху) и при одной и той же дачи педалей (внизу) для разных величин $\zeta_d\omega_d$. Видно, что с увеличением $\zeta_d\omega_d$ пики перегрузки в кабине летчика становятся больше и острее.

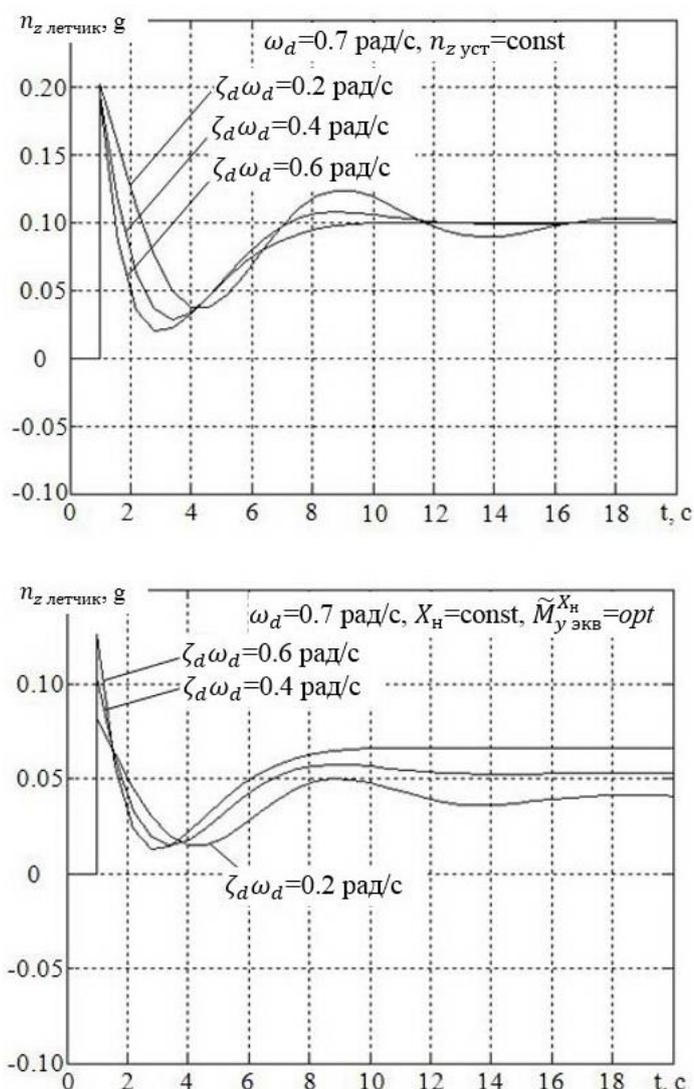


Рисунок 2.15 – Переходные процессы для различных величин демпфирования движения рыскания при создании постоянной перегрузки (вверху) и при одинаковом отклонении педали (внизу)

На рисунке 2.16 приведены частотные характеристики перегрузки в кабине летчика. Видно, что с увеличением $\zeta_d \omega_d$ чувствительность самолета к перегрузкам на высоких частотах возрастает. Например, при $\zeta_d \omega_d = 0.6$ рад/с реакция самолета в 1.4 раза больше, чем при $\zeta_d \omega_d = 0.2$ рад/с. Появляющиеся высокочастотные перегрузки вызывают отрицательное мнение летчика об управляемости. Об этом свидетельствуют и комментарии летчика:

$\omega_d = 0.7$ рад/с, летчик Ш, подв. вкл., $\zeta_d \omega_d = 0.4$ рад/с: «Управление точное, достаточно комфортное. Подвижность – информативный фактор.» $PR = 3.0$.
 $\zeta_d \omega_d = 0.8$ рад/с: «Резкая реакция при любом движении педалей. Влияет не только на точность, но и на манеру пилотирования. До педалей страшно дотрагиваться.» $PR = 5.0$.

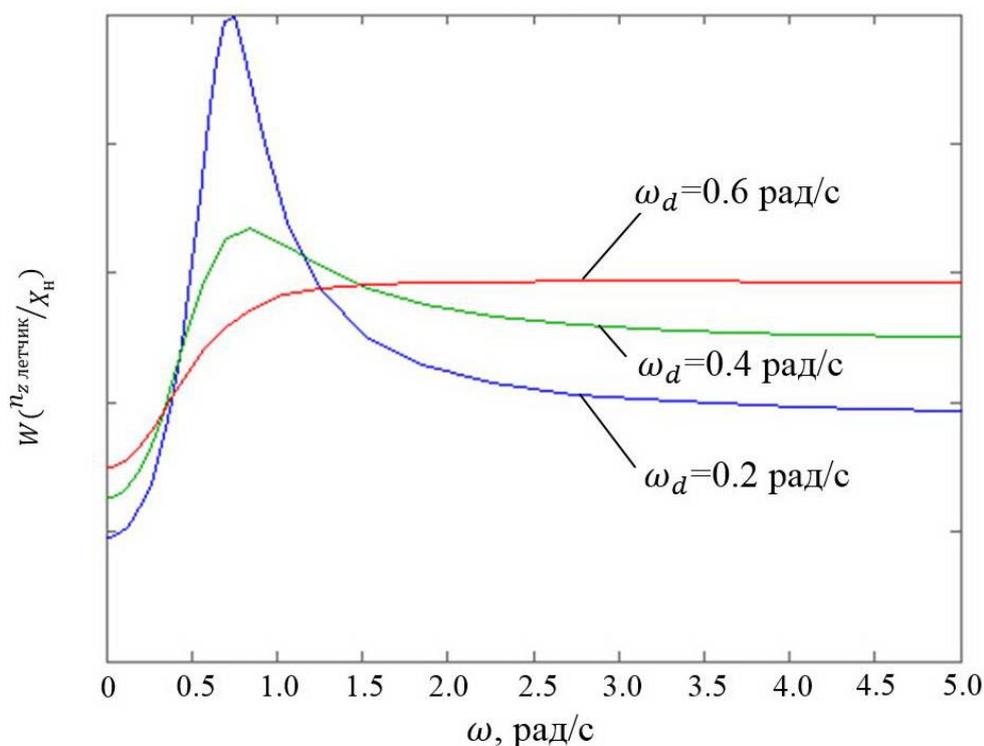


Рисунок 2.16 – Частотные характеристики перегрузки в кабине летчика для различных величин размерного демпфирования

Влияние выноса летчика относительно центра тяжести самолета.
 Экспериментальные данные показывают, что даже при типичных величинах характеристик путевой устойчивости и управляемости с увеличением выноса кабины, начиная с $l = 30$ м, появляется резкая реакция.

Механизм влияния выноса кабины на РР становится достаточно очевидным из анализа переходных процессов и частотных характеристик, приведенных на рисунке 2.17. Отсюда (а также из (2.3)) следует, что с увеличением выноса кабины первоначальный пик и чувствительность самолета к перегрузкам на высоких частотах возрастают (примерно прямо пропорционально величине выноса кабины $l - l_{\text{мцу}}$).

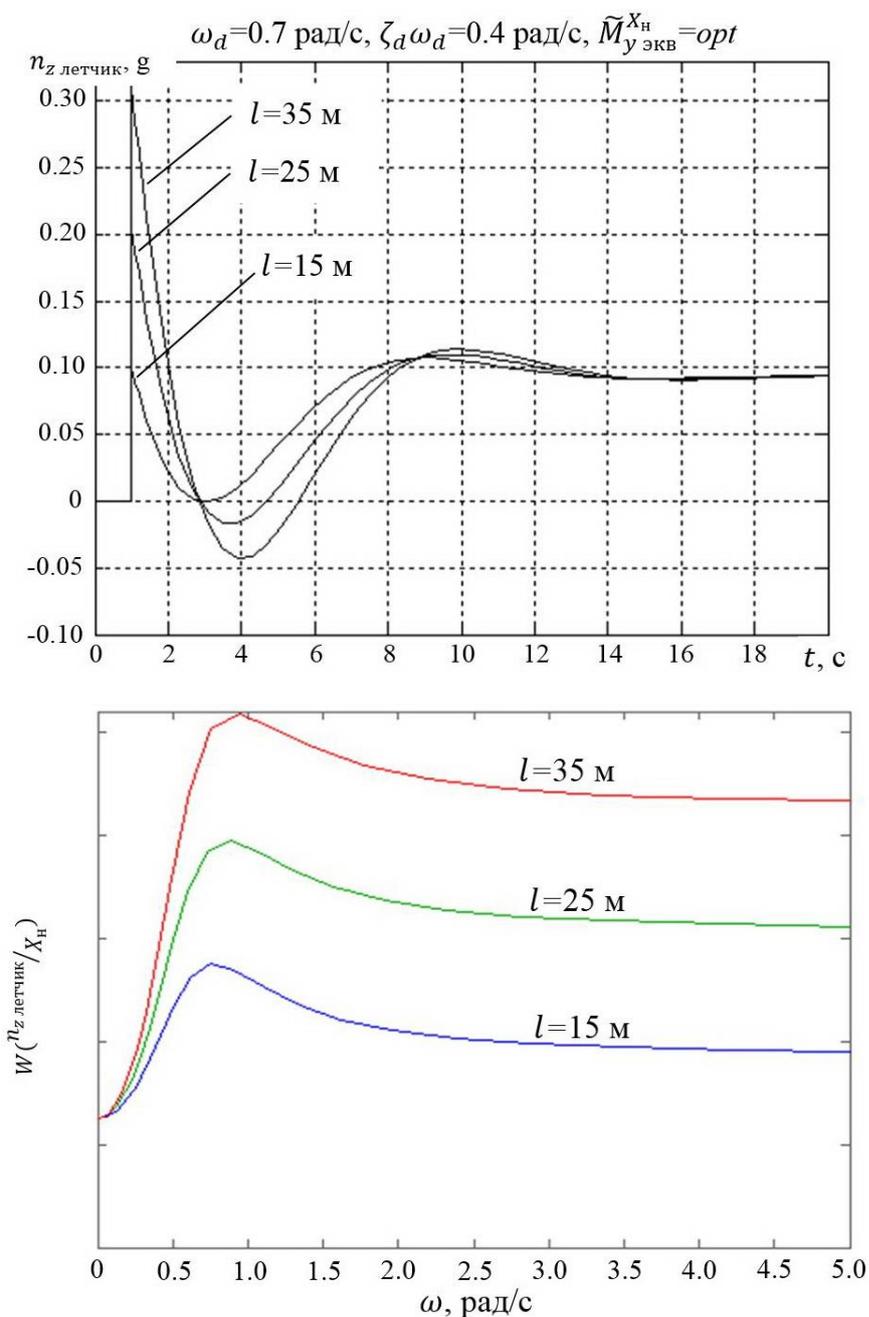


Рисунок 2.17 – Переходной процесс и частотная характеристика по боковой перегрузке n_z летчик на ступенчатое отклонение педалей для различных значений выноса летчика

Влияние выноса на РР зависит также от других характеристик управляемости в путевом канале, - ω_d , $\zeta_d \omega_d$, $T_{пр н}$, $l_{мцу}$, $\tilde{M}_{у экв}^{X_H}$. Согласно полученным экспериментальным данным можно отметить следующие качественные закономерности: чем больше ω_d , $\zeta_d \omega_d$, $\tilde{M}_{у экв}^{X_H}$ и чем меньше $T_{пр н}$, тем меньше допустимые с точки зрения начала РР величины выноса.

Для большего понимания причин влияния выноса летчика на РР были проведены дополнительные «академические» эксперименты, в которых вынос кабины варьировался только в канале воспроизведения перегрузок, а по визуальному каналу вынос кабины не изменялся и соответствовал $l_{виз}=20.5$ м. На рисунке 2.18 дается сравнение зависимости пилотажных оценок, полученной в этих экспериментах, с данными, полученными в основных экспериментах (вынос кабины по визуальному каналу был равен выносу кабины по акселерационному каналу). Видно, что в «академических» экспериментах влияние выноса кабины на пилотажные оценки более резкое. Опросы летчиков показали, что в «академических» и основных экспериментах летчики использовали различную манеру пилотирования. В тех случаях, когда летчик видит изменение выноса по визуальному каналу через изменение бокового перемещения, он меняет манеру пилотирования, - с увеличением выноса управляющие движения педалями становятся более плавными. В связи с этим уровень высокочастотных перегрузок становится меньшим.

Таким образом, с увеличением выноса кабины высокочастотные составляющие перегрузки растут; вместе с тем, летчик, благодаря визуальному восприятию выноса, изменяет свою манеру пилотирования и, тем самым, несколько снижает отрицательное влияние увеличения выноса кабины.

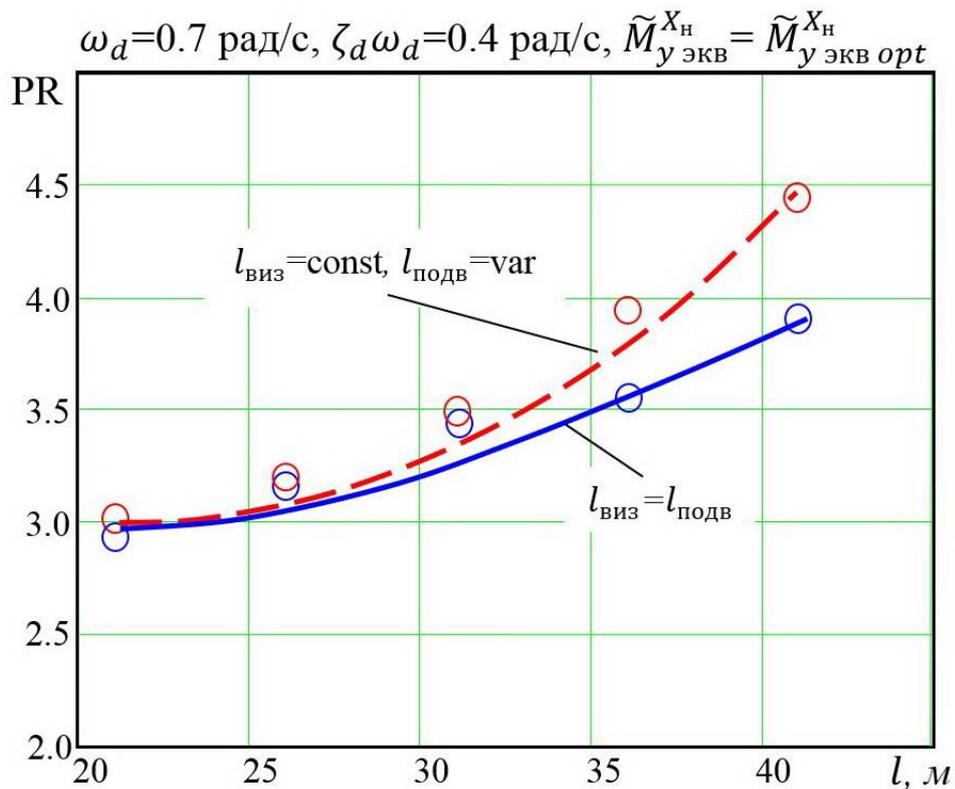


Рисунок 2.18 – Влияние расположения летчика относительно м.ц.у.

Влияние чувствительности управления. Величина оптимальной чувствительности управления, полученная на неподвижном пилотажном стенде, отличается от оптимального значения, полученного на подвижном стенде из-за отрицательного влияния ускорений, вызванных явлением РР (например, конфигурация $[\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.6$ рад/с]). Если нет других способов (введение префильтров, уменьшение демпфирования и др.), РР можно устранить уменьшением чувствительности управления в путевом канале. Однако при этом управляемость самолета со скорректированной таким образом чувствительностью будет хуже, чем на неподвижном стенде с оптимальной чувствительностью управления. Дело в том, что, устраняя РР за счет снижения чувствительности, мы одновременно ухудшаем качество управления.

Об этом свидетельствуют следующие комментарии летчика:

$\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.6$ рад/с, летчик Ш, подвижный стенд, $\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H}=0.17$ град/с²/мм: «Немного проявляется РР на подработках и резких дачах. Побалтывает.» $PR=3.5$. $\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H}=0.125$ град/с²/мм: “РР нет, но чувствительность

недостаточная.» $PR=4.0$.

Механизм влияния поясним с помощью схемы, представленной на рисунке 2.19. Предположим, что летчику требуется создать синусоидальную перегрузку с частотой 1 рад/с. Очевидно, что идеально выполнить синусоидальные перемещения педалей летчик не может. При создании таких перемещений неизбежно возникают высокочастотные погрешности. Предположим, что эти погрешности представляют собой наложенную синусоиду с частотой 15 рад/с. Уровень этих погрешностей практически не зависит от коэффициента усиления самолета (чувствительности управления), а уровень осознанно создаваемых перемещений педалей обратно пропорционален коэффициенту усиления. В результате, с увеличением коэффициента усиления (увеличением чувствительности управления) самолета возрастает высокочастотная составляющая перегрузки.

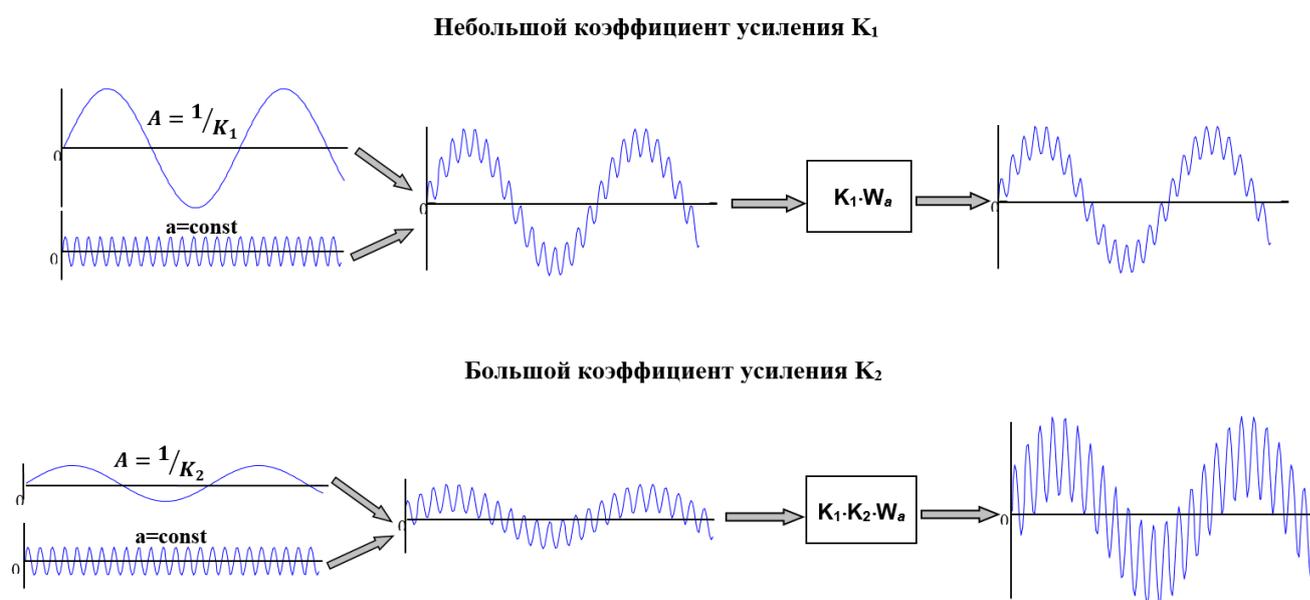


Рисунок 2.19 – Механизм влияния чувствительности управления

Влияние префильтра. На рисунке 2.20 приведены зависимости пилотажных оценок от постоянной времени префильтра, полученные при $\omega_d=0.8$ рад/с, $\zeta_d \omega_d=0.6$ рад/с, $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} = \tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$. Видно, что зависимости $PR(T_{пр н})$, полученные на подвижном и неподвижном стенде, сильно отличаются друг от друга.

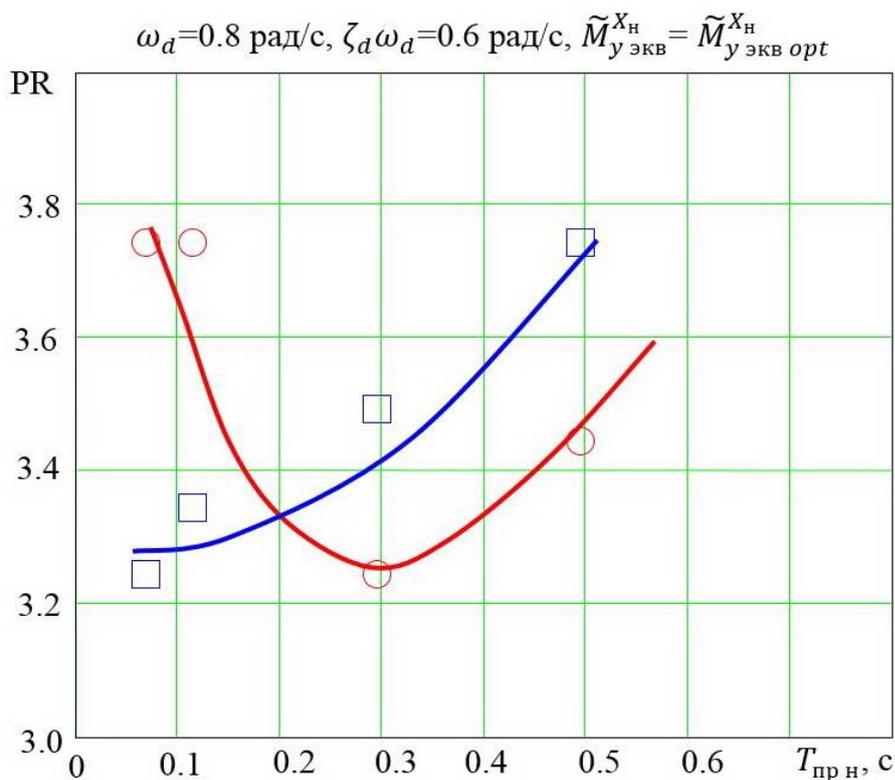


Рисунок 2.20 – Влияние префильтра $T_{\text{прн}}$ для случаев подвижный (красный)/неподвижный (синий) пилотажный стенд

На неподвижном стенде с увеличением $T_{\text{прн}}$ оценки начинают ухудшаться при $T_{\text{прн}} > 0.2$ с, летчики начинают жаловаться на то, что самолет становится «вялым». При изменении $T_{\text{прн}}$ на 0.1 с оценки ухудшаются примерно на 0.2 балла. Увеличение запаздывания в контуре управления (при отсутствии РР) всегда приводит к ухудшению управляемости. Поэтому следует ожидать, что на неподвижном стенде такое влияние постоянной времени префильтра сохранится и при других характеристиках путевого управления.

На подвижном стенде в случае, если РР отсутствует, картина влияния $T_{\text{прн}}$ на управляемость такая же, как и на неподвижном стенде. Это видно из рисунка 2.20. Действительно, при величинах $T_{\text{прн}} > 0.3$ с РР на подвижном стенде пропадает и ухудшение оценок происходит по такому же закону, как на неподвижном стенде.

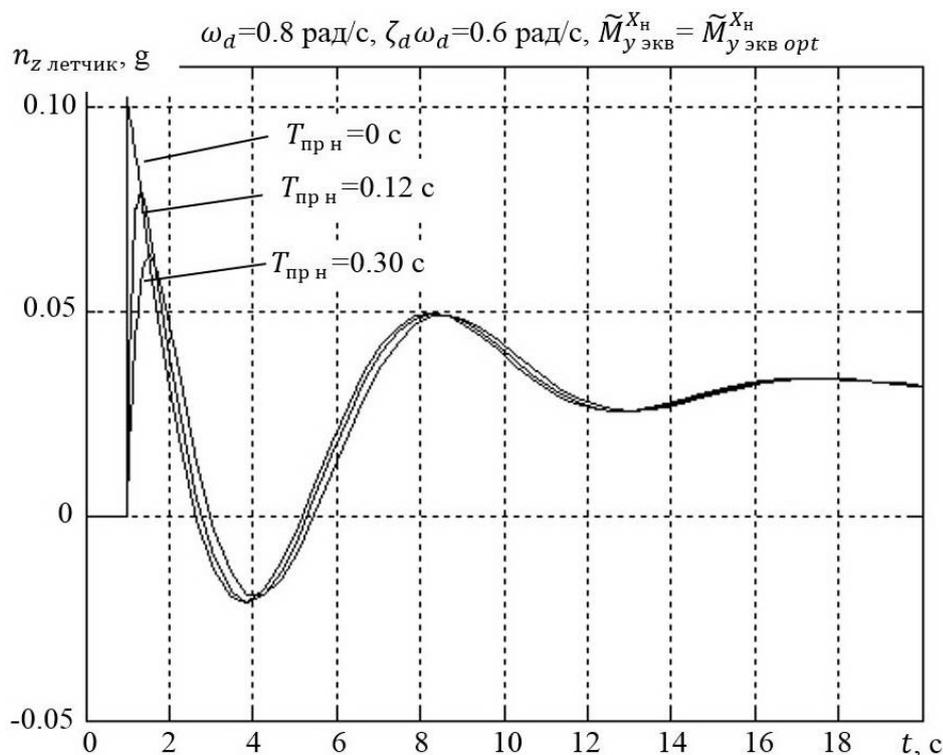
Если же самолет обладает РР, то влияние префильтра на управляемость совершенно иная: с увеличением постоянной времени до исчезновения РР оценки

летчика улучшаются. Приведем комментарии летчика, подтверждающие данные наблюдения:

$\omega_d=0.8$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.6$ рад/с, Летчик Ш, $T_{пр н}=0.12$ с: «Голчки довольно ощутимые.» $PR=3.75$. $T_{пр н}=0.3$ с: «РР совсем нет. Проблем нет никаких.» $PR=3.0$.

В результате, оптимальная управляемость достигается не при нулевых величинах $T_{пр н}$, как на неподвижном стенде или при отсутствии РР, а при некоторых $T_{пр н}\neq 0$. В рассматриваемом случае эта величина составляет $T_{пр н}=0.3$ сек. Степень положительного влияния префильтра и оптимальная величина $T_{пр н}$ зависит от степени резкости реакции, т.е. от характеристик путевой управляемости и расположения летчика: чем выше степень РР, тем сильнее положительное влияние префильтра и тем больше оптимальная величина $T_{пр н}$.

Механизм влияния префильтра на РР поясняют переходные процессы и частотные характеристики, представленные на рисунке 2.21. Из них видно, что увеличение постоянной времени приводит к уменьшению первоначального пика и к снижению чувствительности самолета по перегрузке на высоких частотах.



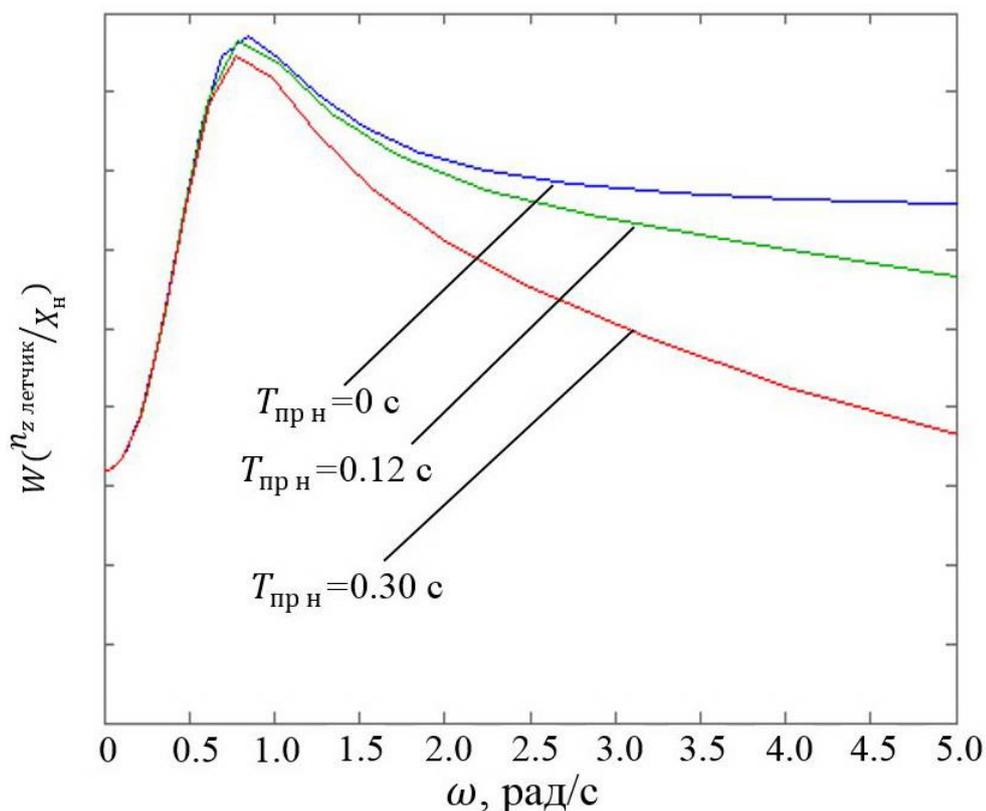


Рисунок 2.21 – Переходные процессы и частотные характеристики по боковой перегрузке $n_{z \text{ летчик}}$ на ступенчатое отклонение педалей для различных значений постоянной времени префильтра $T_{\text{пр н}}$

2.6 Критерий для прогнозирования резкой реакции в путевом канале управления

Критерий оценки тенденции к возникновению РР в путевом канале управления был разработан и обоснован ранее в [46]. В настоящей работе этот критерий используется в Главе 5 для определения тенденции к РР современного высокоавтоматизированного самолета. В связи с этим, в данном разделе работы приводится краткое описание и формулировка этого критерия. Более подробное описание критерия дано в Приложении Б.

РР-критерий является критерием управляемости, который позволяет расчетным путем оценивать не только наличие у самолета резкой реакции на действия летчика в путевом канале управления, но и степень РР.

Для оценки резкости реакции с помощью РР-критерия достаточно иметь следующие характеристики самолета:

- $W(\omega_y/X_H)$ – амплитудно-частотную характеристику передаточной функции самолета от перемещения педалей к угловой скорости рыскания, или саму передаточную функцию $W(\omega_y/X_H)$,
- l – положение летчика относительно центра тяжести вдоль продольной оси в системе координат, связанной с самолетом,
- $l_{\text{МЦУ}}$ – положение мгновенного центра ускорений (его величину можно определить по формуле $l_{\text{МЦУ}} \approx -\frac{n_z^{\delta_H}}{\tilde{M}_y^{\delta_H}} \cdot g$),
- $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ – чувствительность путевого управления.

Согласно РР – критерию, ухудшение путевой управляемости самолета из-за резкой реакции определяется величиной отношения перегрузок в кабине летчика, вызванных угловыми ускорениями самолета, к угловой скорости рыскания

$$\lambda = \frac{\sigma_{n_{z \text{ в.ч.}}}}{\sigma_{\omega_y}}, \quad (2.4)$$

где σ_{ω_y} – среднеквадратическая величина угловой скорости рыскания самолета, $\sigma_{n_{z \text{ в.ч.}}}$ – среднеквадратическая величина перегрузок на месте летчика, вызванная угловыми ускорениями самолета:

$$\sigma_{n_{z \text{ в.ч.}}} = (l - l_{\text{МЦУ}}) \cdot \frac{\dot{\omega}_y}{g}. \quad (2.5)$$

Зависимость пилотажных оценок ΔPR по шкале Купера-Харпера от величины λ определяется по графику на рисунке 2.22 или следующим выражением:

$$\Delta PR = \begin{cases} 0, & \text{если } \lambda < 2.7 \\ 0.75\lambda - 2.0, & \text{если } \lambda \geq 2.7 \end{cases}. \quad (2.6)$$

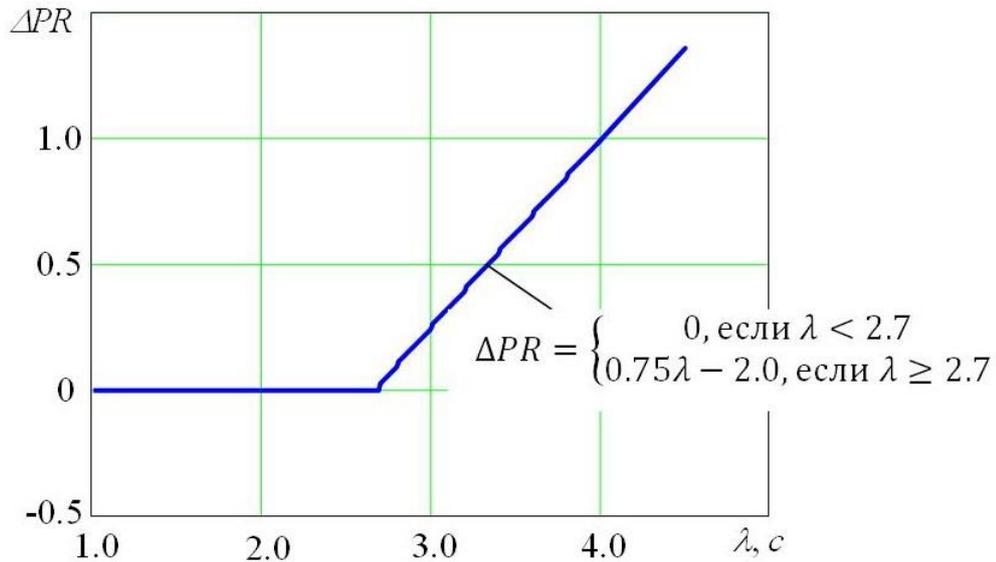


Рисунок 2.22 – Ухудшение пилотажных оценок летчика в зависимости от параметра λ

Величины σ_{ω_y} и $\sigma_{n_{z \text{ в.ч.}}}$, входящие в выражение (2.4) для λ , в общем случае (при любом виде передаточных функций самолета) можно найти по формулам:

$$\sigma_{n_{z \text{ в.ч.}}}^2 = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{(l-l_{\text{МЦУ}})^2}{g^2} \int_{-\infty}^{+\infty} \omega^2 \cdot |W_{\omega_y}(j\omega)|^2 \cdot |W_{\text{летчик}}(j\omega)|^2 d\omega, \quad (2.7)$$

$$\sigma_{\omega_y}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} |W_{\omega_y}(j\omega)|^2 \cdot |W_{\text{летчик}}(j\omega)|^2 d\omega$$

где $W_{\text{летчик}}$ – передаточная функция формирующего фильтра в модели действий летчика. Эта модель (рисунок 2.23) представляет собой белый шум, пропущенный через формирующий фильтр вида

$$W_{\text{летчик}} = \frac{1}{p + \omega_d \cdot \frac{\tilde{M}_y^{X_H}}{\tilde{M}_y^{X_H^*}}} \quad (2.8)$$

где $\tilde{M}_y^{X_H^*} - 0.067$ град/с²/мм, ω_d – собственная частота самолета в путевом канале управления при описании его уравнениями второго порядка, если движение самолета описывается более сложными уравнениями, то ω_d равна частоте, при которой фаза передаточной функции W_{ω_y/X_H} равна -12 град.

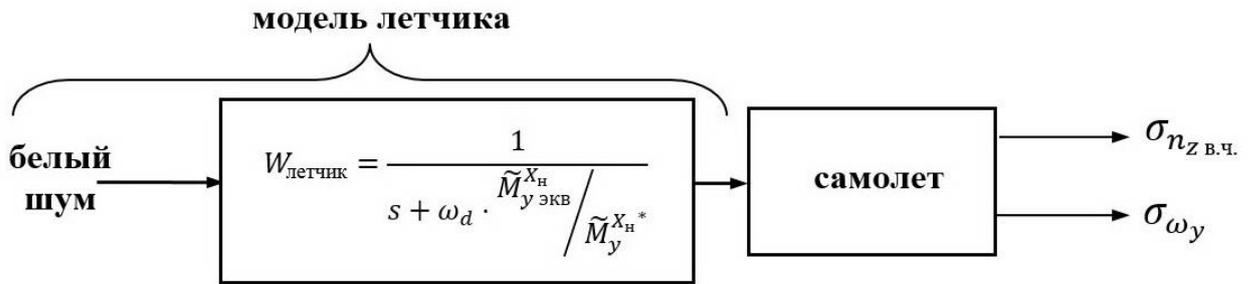


Рисунок 2.23 – Модель летчика, принятая для изучения возникновения РР

Если динамика путевого движения самолета описывается линейными дифференциальными уравнениями не более 6-ого порядка, то приведенные выше интегралы являются табличными. Для случая, когда динамика самолета описывается классическими уравнениями второго порядка, а именно:

$$W_{\omega_y/X_H}(s) = \frac{1}{T_{пр н} s + 1} \frac{\tilde{M}_{y экв}^{\delta_H} (s + g/V n_z^\beta)}{s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2}, \quad (2.9)$$

выражение для оценки величины λ принимает вид:

$$\lambda = \frac{(l - l_{мцУ})}{g} \sqrt{\frac{\omega_d^2 + 2\zeta_d \omega_d \cdot a + \omega_d^2 \cdot T_{пр н} \cdot a}{1 + 2\zeta_d \omega_d \cdot T_{пр н} + a \cdot T_{пр н}}}, \quad (2.10)$$

где $a = \omega_d \cdot \frac{\tilde{M}_{y экв}^{X_H}}{\tilde{M}_y^{X_H^*}}$.

Следует иметь в виду, что в этой формуле для ее простоты пренебрегли членами, содержащими n_z^β , т.к. они малы по сравнению с другими членами (по существу, пренебрегли угловыми скоростями и ускорениями поворота траектории, поскольку они гораздо меньше угловых скоростей и ускорений поворота самолета относительно ц.т.).

2.7 Выводы к Главе 2

1) Требования к минимально допустимым по Уровню 1 величинам собственных частот ($\omega_{d min} = 0.4$ рад/с) и демпфирования ($\zeta_d \omega_{d min} = 0.15$ рад/с), приводимые в нормативных документах и литературе, достаточно хорошо коррелируют с полученными экспериментальными данными.

Требование к максимально допустимой по Уровню 1 величине демпфирования целесообразно изменить - вместо $\zeta_{d max} = 0.7$ рад/с должно быть $\zeta_d \omega_{d max} = 0.8$ рад/с.

В нормах целесообразно также ограничить «сверху» собственные частоты ω_d из-за наступления РР реакции самолета на действия летчика (максимально-допустимая по Уровню 1 $\omega_{d\max}=0.85$ рад/с).

2) РР в путевом канале вызывают следующие факторы: высокое быстродействие самолета, высокая чувствительность управления и большой вынос летчика относительно центра тяжести.

4) Результаты исследований устойчивости и управляемости в путевом канале, получаемые на стендах с подвижной и неподвижной кабиной, заметно отличаются между собой. При малых величинах собственной частоты и демпфирования ω_d и $\zeta_d\omega_d$ боковые перегрузки играют положительную роль в пилотировании, а при больших их величинах – отрицательную. Границы по Уровню 1 величин ω_d и $\zeta_d\omega_d$ благодаря подвижности кабины сдвигаются в область меньших их величин. Однако оптимальные величины ω_d и $\zeta_d\omega_d$ и чувствительности управления, полученные на подвижном и неподвижном стенде, примерно одинаковы и находятся вблизи следующих значений $\omega_d=0.7-0.8$ рад/с и $\zeta_d\omega_d=0.2-0.5$ рад/с.

5) На основе анализа экспериментальных данных сформулированы рекомендации по выбору алгоритмов управления движением кабины пилотажного стенда для улучшения воспроизведения боковых перегрузок, которые играют определяющую роль при оценке летчиками управляемости в боковом канале и, в частности, явления резкой реакции самолета при управлении педалями.

Проведенный анализ полезен не только для целей настоящей работы, но может быть использован и в других экспериментальных исследованиях управляемости самолетов на подвижных пилотажных стендах.

3 Критерии для выбора чувствительности управления в путевом канале

Характеристики управляемости связывают информацию, получаемую летчиком по трем каналам (визуальному, акселерационному и кинестетическому) в процессе управления и параметры движения. В качестве характеристики чувствительности управления часто используют статические характеристики управляемости, связывающие перемещения рычагов управления и усилия на них и установившиеся значения параметров движения. Примерами таких характеристик являются P^{ny} , X^{ny} , $P^{\omega x}$, $X^{\omega x}$ и другие. Чувствительность управления часто характеризуют и другими параметрами - величиной коэффициента усиления в передаточной функции самолета от перемещений рычага управления к управляемой координате, величиной углового ускорения в первый момент времени при единичном ступенчатом отклонении рычага управления и т.п.. Примером использования таких параметров является максимальное ускорение по крену $\dot{\omega}_{x\max}^{X_3}$, используемое в зависимости $\dot{\omega}_{x\max}^{X_3} = f(T_{кр})$ [5]. Тем не менее, при известных динамических свойствах самолета все эти характеристики могут быть выражены друг через друга.

Под чувствительностью путевого управления в данной работе понимается параметр $\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H} \approx \dot{\omega}_y^{X_H}$. Физический смысл этой характеристики ясен при $t=0$: в этом случае величина $\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H}$ есть ускорение в первый момент времени при единичном ступенчатом отклонении педалей. Поэтому в общем случае можно дать следующее словесное определение величины $\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H}$ – это выраженная в ускорениях величина путевого момента (с учетом автоматических средств самолета в путевом канале управления), который создается при единичном отклонении педалей.

3.1 Влияние характеристик боковой устойчивости и управляемости на выбор чувствительности в путевом канале управления

Первичными экспериментальными данными для оценки влияния характеристик путевой устойчивости и управляемости являются зависимости пилотажных оценок от чувствительности управления, полученные при различных

характеристиках бокового канала управления. Пример таких данных представлен на рисунке 3.1.

В таблице 3.1 приведены все комбинации ω_d , $\zeta_d \omega_d$ и $T_{кр}$, рассмотренные при проведении экспериментальных исследований влияния чувствительности управления в путевом канале. Для каждой из перечисленных в таблице динамических конфигураций было получено не менее 4 оценок для каждого из летчиков, принимавших участие в экспериментах. В таблице показаны среднеарифметические величины оценок летчиков PR_{cp} и среднеквадратические отклонения среднеарифметических значений пилотажных оценок σ_{PR} , рассчитанные по методике, описанной в [25]. Параметр $\bar{M}_{x_{экв}}^B$ устанавливался оптимальным для каждой комбинации динамических характеристик.

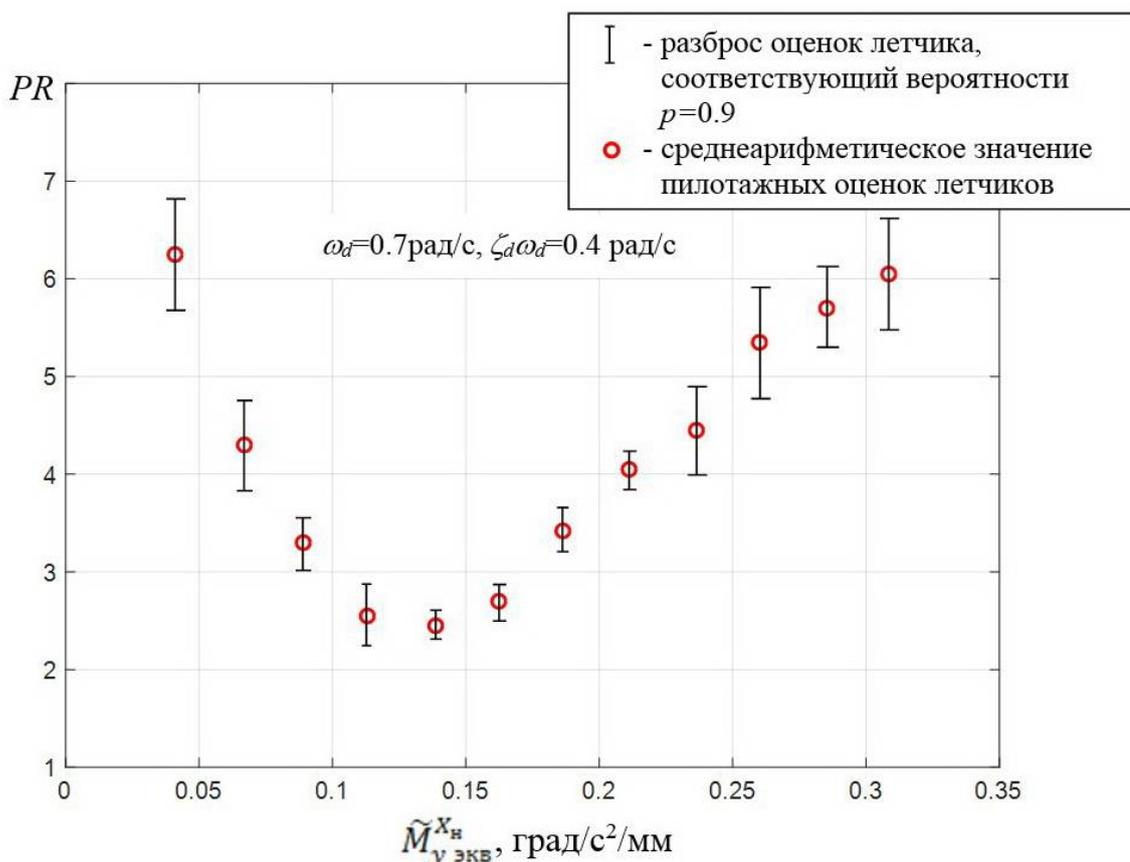


Рисунок 3.1 – Пример экспериментальных данных, полученных при определении влияния различных характеристик бокового канала управления на оптимальные величины чувствительности управления в путевом канале

Таблица 3.1. Экспериментальные данные по влиянию динамических характеристик

самолета в путевом канале на выбор оптимальной чувствительности управления.

Конфигурация	ω_d , рад/с	$\zeta_d \omega_d$, рад/с	$T_{кр}$, с	$\tilde{M}_y^{X_n}_{экв}$, град/с ² /мм эксперимент	PR_{cp}	σ_{PR}	$\tilde{M}_y^{X_n}_{экв opt}$, град/с ² /мм расчет	$\bar{M}_x^{\beta}_{экв opt}$, рад/с ²
A-1Ч	0.7	0.4	0.7	0.041	6.25	0.72	0.135	-0.57
A-2Ч	0.7	0.4	0.7	0.067	4.30	0.60	0.135	-0.57
A-3Ч	0.7	0.4	0.7	0.089	3.30	0.44	0.135	-0.57
A-4Ч	0.7	0.4	0.7	0.113	2.55	0.38	0.135	-0.57
A-5Ч	0.7	0.4	0.7	0.138	2.45	0.35	0.135	-0.57
A-6Ч	0.7	0.4	0.7	0.162	2.70	0.40	0.135	-0.57
A-7Ч	0.7	0.4	0.7	0.186	3.42	0.43	0.135	-0.57
A-8Ч	0.7	0.4	0.7	0.211	4.05	0.49	0.135	-0.57
A-9Ч	0.7	0.4	0.7	0.236	4.45	0.59	0.135	-0.57
A-10Ч	0.7	0.4	0.7	0.260	5.35	0.63	0.135	-0.57
A-11Ч	0.7	0.4	0.7	0.285	5.70	0.68	0.135	-0.57
A-12Ч	0.7	0.4	0.7	0.308	6.05	0.70	0.135	-0.57
Б-1Ч	0.4	0.1	0.7	0.018	5.20	0.55	0.062	-0.30
Б-2Ч	0.4	0.1	0.7	0.040	4.55	0.45	0.062	-0.30
Б-3Ч	0.4	0.1	0.7	0.061	4.05	0.42	0.062	-0.30
Б-4Ч	0.4	0.1	0.7	0.085	4.50	0.52	0.062	-0.30
Б-5Ч	0.4	0.1	0.7	0.108	5.30	0.61	0.062	-0.30
В-1Ч	0.5	0.1	0.7	0.025	4.85	0.46	0.0735	-0.382
В-2Ч	0.5	0.1	0.7	0.051	4.30	0.48	0.0735	-0.382
В-3Ч	0.5	0.1	0.7	0.076	3.95	0.38	0.0735	-0.382
В-4Ч	0.5	0.1	0.7	0.095	4.45	0.50	0.0735	-0.382
В-5Ч	0.5	0.1	0.7	0.111	4.90	0.51	0.0735	-0.382
В-6Ч	0.5	0.1	0.7	0.131	5.25	0.50	0.0735	-0.382
Г-1Ч	0.4	0.2	0.7	0.043	4.40	0.45	0.0733	-0.30
Г-2Ч	0.4	0.2	0.7	0.062	4.10	0.40	0.0733	-0.30
Г-3Ч	0.4	0.2	0.7	0.081	3.85	0.36	0.0733	-0.30
Г-4Ч	0.4	0.2	0.7	0.101	4.20	0.38	0.0733	-0.30
Г-5Ч	0.4	0.2	0.7	0.119	4.40	0.50	0.0733	-0.30
Д-1Ч	0.5	0.2	0.7	0.050	3.80	0.48	0.0851	-0.382
Д-2Ч	0.5	0.2	0.7	0.070	3.60	0.45	0.0851	-0.382
Д-3Ч	0.5	0.2	0.7	0.095	3.50	0.41	0.0851	-0.382
Д-4Ч	0.5	0.2	0.7	0.120	3.75	0.52	0.0851	-0.382
Д-5Ч	0.5	0.2	0.7	0.145	3.95	0.58	0.0851	-0.382
Е-1Ч	0.7	0.2	0.7	0.054	4.20	0.49	0.111	-0.57
Е-2Ч	0.7	0.2	0.7	0.073	3.60	0.46	0.111	-0.57
Е-3Ч	0.7	0.2	0.7	0.095	3.45	0.41	0.111	-0.57
Е-4Ч	0.7	0.2	0.7	0.108	3.35	0.37	0.111	-0.57
Е-5Ч	0.7	0.2	0.7	0.123	3.50	0.47	0.111	-0.57
Е-6Ч	0.7	0.2	0.7	0.138	3.75	0.54	0.111	-0.57
Е-7Ч	0.7	0.2	0.7	0.152	4.00	0.60	0.111	-0.57
Ж-1Ч	0.9	0.2	0.7	0.075	3.95	0.54	0.138	-0.786
Ж-2Ч	0.9	0.2	0.7	0.093	3.65	0.50	0.138	-0.786
Ж-3Ч	0.9	0.2	0.7	0.111	3.50	0.48	0.138	-0.786
Ж-4Ч	0.9	0.2	0.7	0.132	3.45	0.43	0.138	-0.786
Ж-5Ч	0.9	0.2	0.7	0.148	3.55	0.44	0.138	-0.786
Ж-6Ч	0.9	0.2	0.7	0.171	3.80	0.46	0.138	-0.786
З-1Ч	0.4	0.4	0.7	0.075	4.45	0.45	0.1072	-0.30
З-2Ч	0.4	0.4	0.7	0.093	4.20	0.41	0.1072	-0.30
З-3Ч	0.4	0.4	0.7	0.1083	4.05	0.33	0.1072	-0.30
З-4Ч	0.4	0.4	0.7	0.132	4.20	0.38	0.1072	-0.30
З-5Ч	0.4	0.4	0.7	0.148	4.55	0.47	0.1072	-0.30
И-1Ч	0.9	0.4	0.7	0.093	3.80	0.44	0.1582	-0.786
И-2Ч	0.9	0.4	0.7	0.132	3.65	0.41	0.1582	-0.786

И-3Ч	0.9	0.4	0.7	0.148	3.55	0.39	0.1582	-0.786
И-4Ч	0.9	0.4	0.7	0.171	3.60	0.43	0.1582	-0.786
И-5Ч	0.9	0.4	0.7	0.192	3.85	0.50	0.1582	-0.786
И-6Ч	0.9	0.4	0.7	0.211	4.05	0.52	0.1582	-0.786
К-1Ч	0.4	0.8	0.7	0.093	4.95	0.48	0.1896	-0.30
К-2Ч	0.4	0.8	0.7	0.148	4.70	0.45	0.1896	-0.30
К-3Ч	0.4	0.8	0.7	0.183	4.45	0.41	0.1896	-0.30
К-4Ч	0.4	0.8	0.7	0.211	4.60	0.49	0.1896	-0.30
К-5Ч	0.4	0.8	0.7	0.232	5.00	0.50	0.1896	-0.30
Л-1Ч	0.5	0.8	0.7	0.132	5.25	0.48	0.1945	-0.382
Л-2Ч	0.5	0.8	0.7	0.148	4.85	0.47	0.1945	-0.382
Л-3Ч	0.5	0.8	0.7	0.183	4.50	0.44	0.1945	-0.382
Л-4Ч	0.5	0.8	0.7	0.204	4.25	0.43	0.1945	-0.382
Л-5Ч	0.5	0.8	0.7	0.232	4.55	0.45	0.1945	-0.382
Л-6Ч	0.5	0.8	0.7	0.258	4.75	0.46	0.1945	-0.382
М-1Ч	0.9	0.8	0.7	0.183	3.90	0.45	0.2225	-0.786
М-2Ч	0.9	0.8	0.7	0.211	3.65	0.44	0.2225	-0.786
М-3Ч	0.9	0.8	0.7	0.221	3.40	0.37	0.2225	-0.786
М-4Ч	0.9	0.8	0.7	0.232	3.55	0.41	0.2225	-0.786
М-5Ч	0.9	0.8	0.7	0.258	3.80	0.42	0.2225	-0.786
Н-1Ч	0.7	0.4	0.5	0.089	3.75	0.45	0.135	-0.78
Н-2Ч	0.7	0.4	0.5	0.113	3.50	0.42	0.135	-0.78
Н-3Ч	0.7	0.4	0.5	0.138	3.15	0.40	0.135	-0.78
Н-4Ч	0.7	0.4	0.5	0.162	3.45	0.41	0.135	-0.78
Н-5Ч	0.7	0.4	0.5	0.186	3.80	0.47	0.135	-0.78
О-1Ч	0.7	0.4	0.9	0.089	3.50	0.66	0.135	-0.45
О-2Ч	0.7	0.4	0.9	0.113	3.25	0.50	0.135	-0.45
О-3Ч	0.7	0.4	0.9	0.138	3.05	0.45	0.135	-0.45
О-4Ч	0.7	0.4	0.9	0.162	3.35	0.55	0.135	-0.45
О-5Ч	0.7	0.4	0.9	0.186	3.60	0.58	0.135	-0.45

Полученные экспериментальные данные показывают, что для каждой динамической конфигурации существует определенное оптимальное значение чувствительности управления $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$, которое соответствует наилучшей оценке летчика (в таблице 3.1 эти величины отмечены выделенным шрифтом). Эта оптимальная величина чувствительности управления зависит от многих характеристик боковой устойчивости и управляемости, но качественные закономерности ухудшения оценок управляемости при отклонении чувствительности управления $\tilde{M}_{y \text{ экв}}$ от оптимальной величины $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$ остаются примерно одинаковыми для самых разных характеристик боковой устойчивости и управляемости. При величинах $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} < \tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$ перемещения педалей становятся большими и достигают пределов перемещений. Поэтому одной из причин ухудшения пилотажных оценок при уменьшении $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$, является снижение чувствительности и недостаточная эффективность путевого управления. При

величинах $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} > \tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$ перемещения педалей становятся слишком малыми, летчику становится трудно дозировать перемещения педалей и точно управлять самолетом по курсу, появляется тенденция к раскачке в путевом канале управления. Такие явления всегда свойственны повышению чувствительности управления в любом канале управления.

3.1.1 Влияние динамических характеристик ω_d и $\zeta_d \omega_d$

Экспериментальные данные зависимости пилотажных оценок от чувствительности управления в путевом канале, полученные при различных величинах ω_d и $\zeta_d \omega_d$ (таблица 3.1), позволили получить зависимости, представленные на рисунке 3.2 (Экспериментальные точки соответствуют оптимальным величинам, выбранным летчиками по их комментариям и оценкам PR). При этом характеристики загрузки педалей не изменялись, а величина параметра взаимодействия движения рыскания и крена $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ выбиралась оптимальной для каждой комбинации характеристик $[\omega_d, \zeta_d \omega_d]$ (см. Главу 4). Из этого рисунка видно, что оптимальная чувствительность управления значительно зависит от собственной частоты и демпфирования путевого движения.

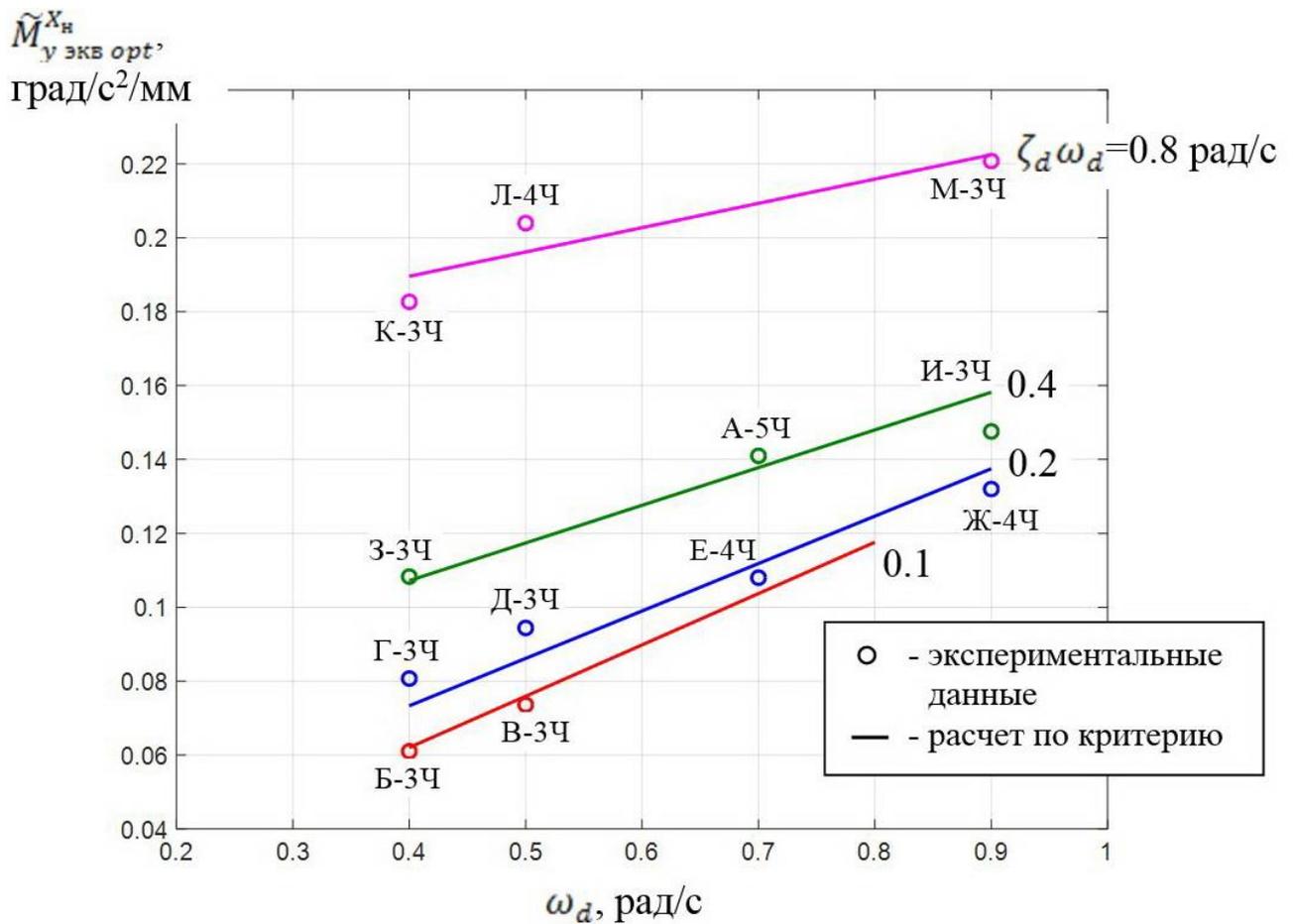


Рисунок 3.2 – Зависимость оптимальной чувствительности управления ($\tilde{M}_{y_{экв\ opt}}^{X_n}$) от динамических характеристик путевого канала управления (ω_d и $\zeta_d \omega_d$)

Приведенные данные показывают, что оптимальная величина чувствительности в путевом канале существенным образом зависит от собственной частоты и демпфирования. Так например, при изменении собственной частоты от минимально-допустимой по Уровню 1 величины $\omega_d=0.4$ рад/с до величины $\omega_d=0.8$ рад/с, типичной для современных самолетов, оптимальная величина чувствительности управления изменяется с $\tilde{M}_{y_{экв\ opt}}^{X_n}=0.075$ град/с²/мм до $\tilde{M}_{y_{экв\ opt}}^{X_n}=0.126$ град/с²/мм (т.е. в 1.7 раза) при $\zeta_d \omega_d=0.2$ рад/с, и от $\tilde{M}_{y_{экв\ opt}}^{X_n}=0.07$ град/с²/мм до $\tilde{M}_{y_{экв\ opt}}^{X_n}=0.14$ град/с²/мм (т.е. в 2 раза) при $\zeta_d \omega_d=0.1$ рад/с. При изменении демпфирования от $\zeta_d \omega_d=0.15$ рад/с (минимально допустимая по Уровню 1) до $\zeta_d \omega_d=0.4$ рад/с (типичная для современных самолетов величина) оптимальная величина чувствительности управления изменяется от

$\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H} = 0.1$ град/с²/мм до $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H} = 0.136$ град/с²/мм (т.е. в 1.4 раза) для $\omega_d = 0.7$ рад/с.

3.1.2 Влияние момента поперечной статической устойчивости

На рисунках 3.3-3.6 приведены зависимости $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$ от $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^{\beta}$ для различных величин собственных частот и демпфирования путевого канала управления, постоянной времени движения крена и интенсивности бокового ветра.

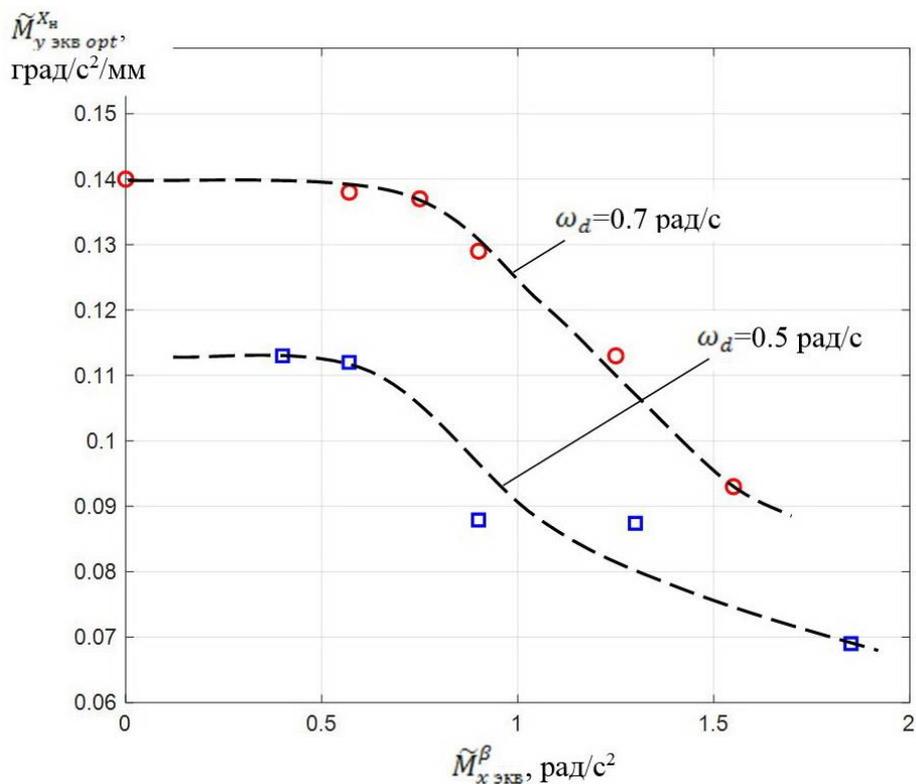


Рисунок 3.3 – Влияние параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^{\beta}$ на оптимальные величины чувствительности управления для различных собственных частот ω_d ($\zeta_d \omega_d = 0.4$ рад/с, $T_{кр} = 0.7$ с, $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^{\omega_x} (\delta_{\text{э } max}) = 31$ град/с²)

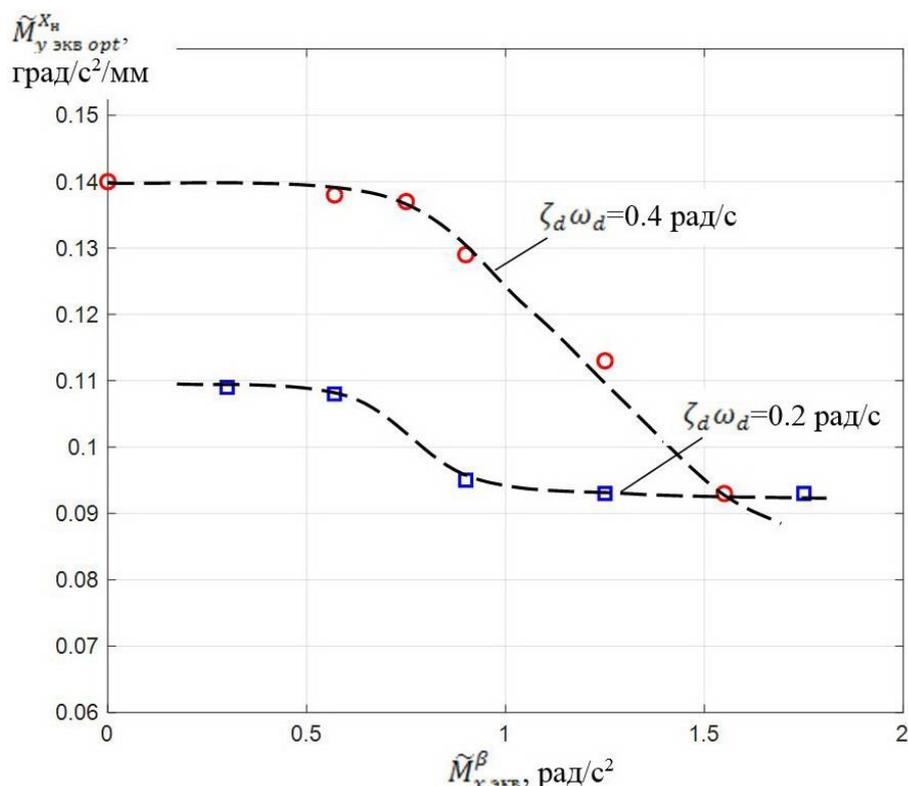


Рисунок 3.4 – Влияние параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на оптимальные величины чувствительности управления для различного демпфирования $\zeta_d \omega_d$ ($\omega_d=0.7$ рад/с, $T_{кр}=0.7$ с, $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\omega_x}(\delta_{\text{э } max})=31$ град/с²)

Из этих данных видно, что изменение величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ в диапазоне от 0 до некоторой величины практически не влияет на оптимальную величину чувствительности путевого управления $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_n}$. С ростом $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, начиная с $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta \geq \tilde{M}_{x \text{ экв } \text{ желаемое}}^\beta$, оптимальная величина $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_n}$ уменьшается. В количественном отношении это уменьшение величины $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_n}$ в определенной мере зависит от других характеристик боковой устойчивости и управляемости.

Уменьшение выбираемых летчиком величин чувствительности путевого управления при $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta \geq \tilde{M}_{x \text{ экв } \text{ желаемое}}^\beta$ можно объяснить тем, что за счет снижения коэффициента усиления летчик старается снизить возмущающий момент от угла скольжения. Однако значительно уменьшить коэффициент усиления летчик не может из-за уменьшения эффективности путевого управления и снижения быстродействия системы самолет-летчик.

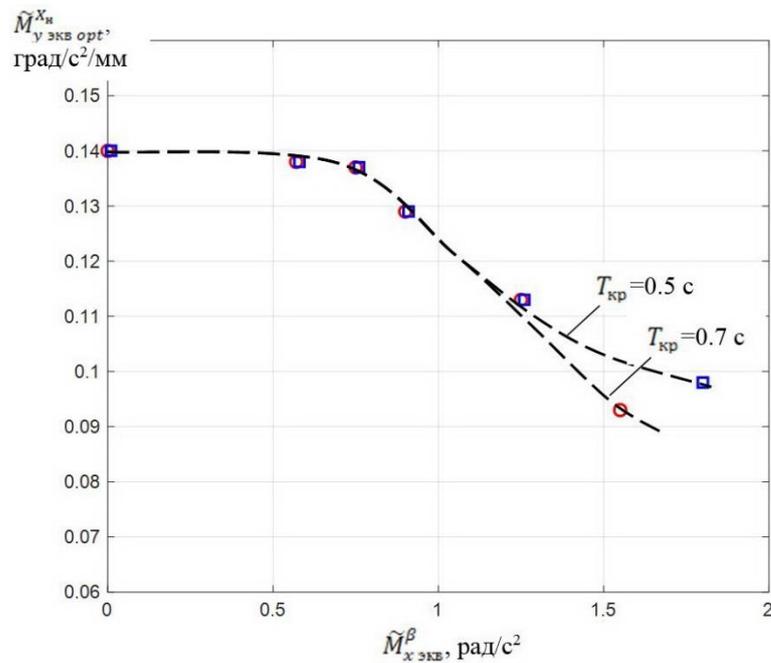


Рисунок 3.5 – Влияние параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на оптимальную чувствительность управления для различных постоянных времени крена $T_{кр}$ ($\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d \omega_d=0.4$ рад/с, $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\omega_x}(\delta_{\text{max}})=31$ град/с²)

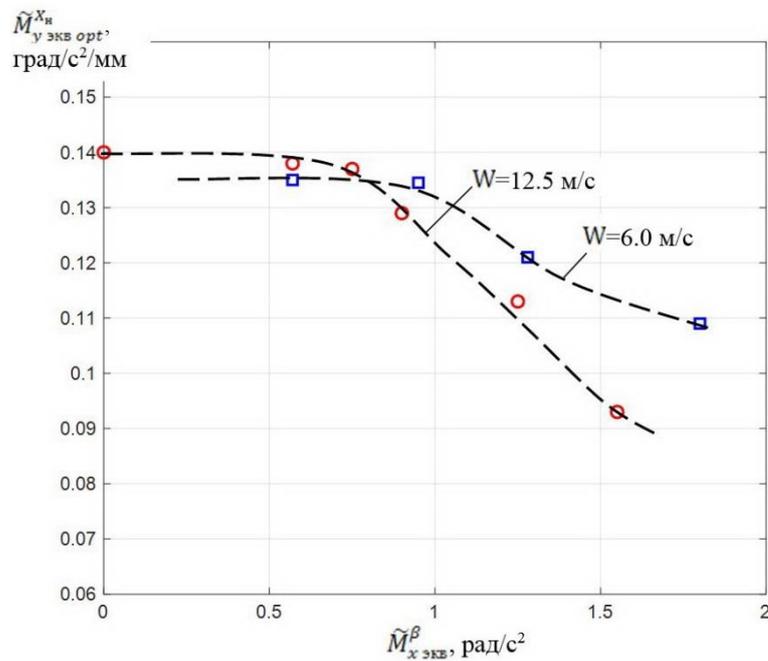


Рисунок 3.6 – Влияние параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на оптимальную чувствительность управления для различного бокового ветра W ($\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d \omega_d=0.4$ рад/с, $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\omega_x}(\delta_{\text{max}})=31$ град/с²)

Несмотря на то, что в качественном отношении зависимости $\tilde{M}_{y \text{ экв opt}}^{X_n}$ от $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ для разных других характеристик самолета примерно одинаковы, в

количественном отношении они отличаются. Расчетный способ оценки этого влияния будет подробно изложен в Главе 4, в которой разрабатывается критерий выбора оптимальных величин $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$.

3.1.3 Влияние параметра n_z^β и скорости полета

На рисунках 3.7 и 3.8 представлены экспериментальные данные по зависимости оптимальных величин $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ от параметра n_z^β и скорости полета V .

Видно, что влияние этих параметров на $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H \text{ opt}}$ незначительно.

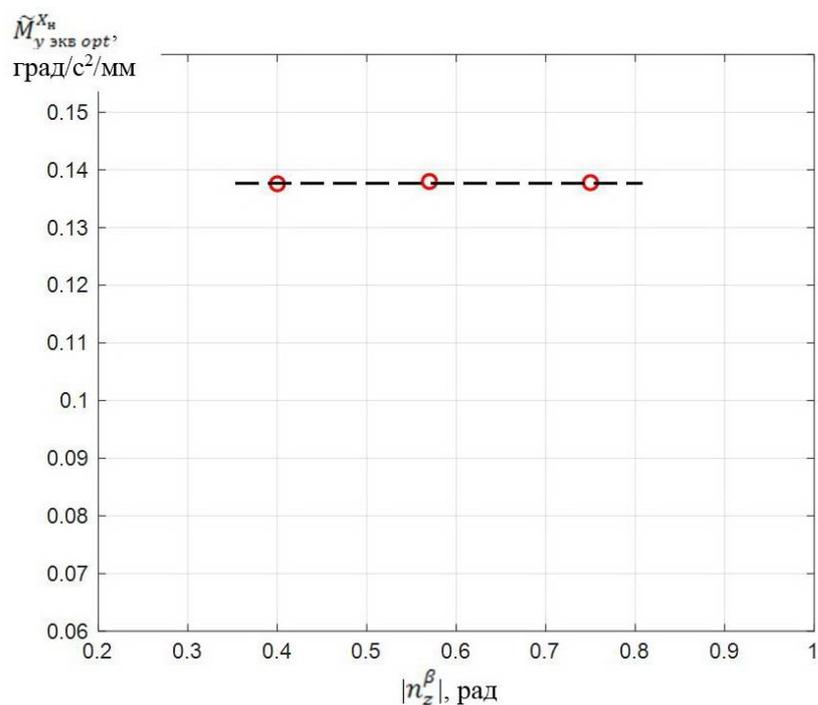


Рисунок 3.7 – Зависимость оптимальной чувствительности управления от параметра n_z^β ($\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d \omega_d=0.4$ рад/с, $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta=-0.57$ рад/с²)

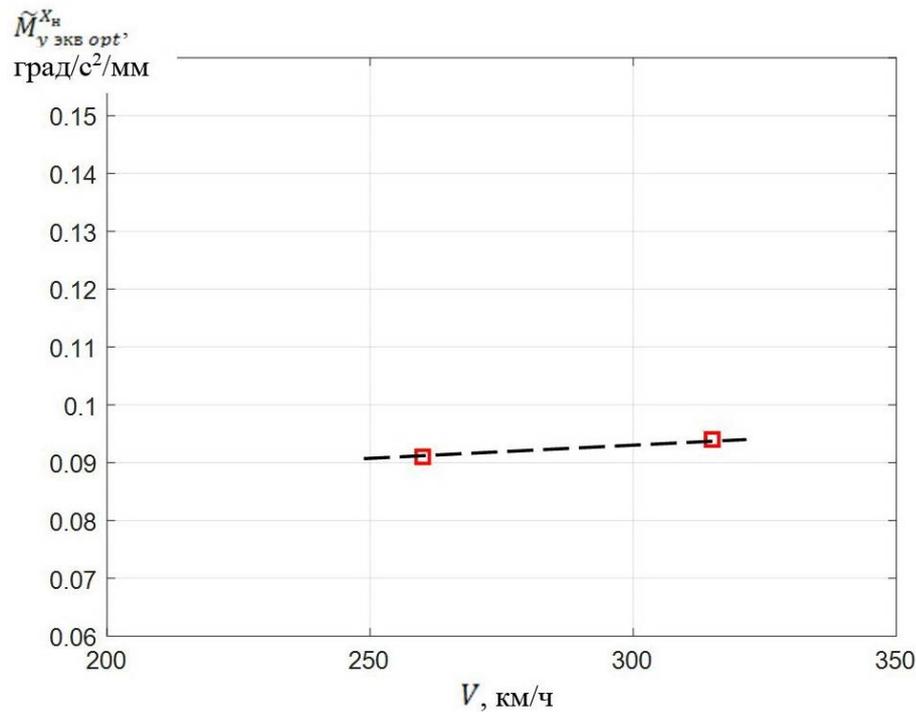


Рисунок 3.8 – Зависимость оптимальной чувствительности управления от скорости полета V ($\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d \omega_d=0.2$ рад/с, $n_z^\beta=-0.75$, $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^\beta=-1.2$ рад/с²)

Возникает вопрос, почему параметр n_z^β и скорость полета мало влияют на оптимальную чувствительность управления. Угловая скорость рысканья, которая является определяющей при выборе летчиком чувствительности управления, складывается из скорости скольжения и скорости поворота траектории $\dot{\psi} = \dot{\beta} + \dot{\Psi}$. От скорости полета и параметра n_z^β зависит только скорость поворота траектории. Но поворот траектории происходит гораздо медленнее движения скольжения, т.е. $\dot{\Psi} \ll \dot{\beta}$. Поэтому влияние параметра n_z^β и скорости полета на величину $\dot{\psi}$, а следовательно, и на выбор оптимальной чувствительности управления, незначительно.

3.1.4 Влияние загрузки педалей

Из приведенных на рисунках 3.9–3.11 данных видно, что все характеристики загрузки оказывают определенное влияние на оптимальную величину чувствительности управления. Однако если эти характеристики изменяются в пределах 1-ого уровня, то их влияние на $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{\beta}$ сравнительно невелико. Так например, для предварительного затяга $P_0=4$ кг увеличение сухого трения $P_{Тр}$ от 0.9

до 3.5 кг, градиента загрузки P^X от 0.2 до 0.4 кг/мм приводит к увеличению величины $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$ не более, чем на 7-15%.

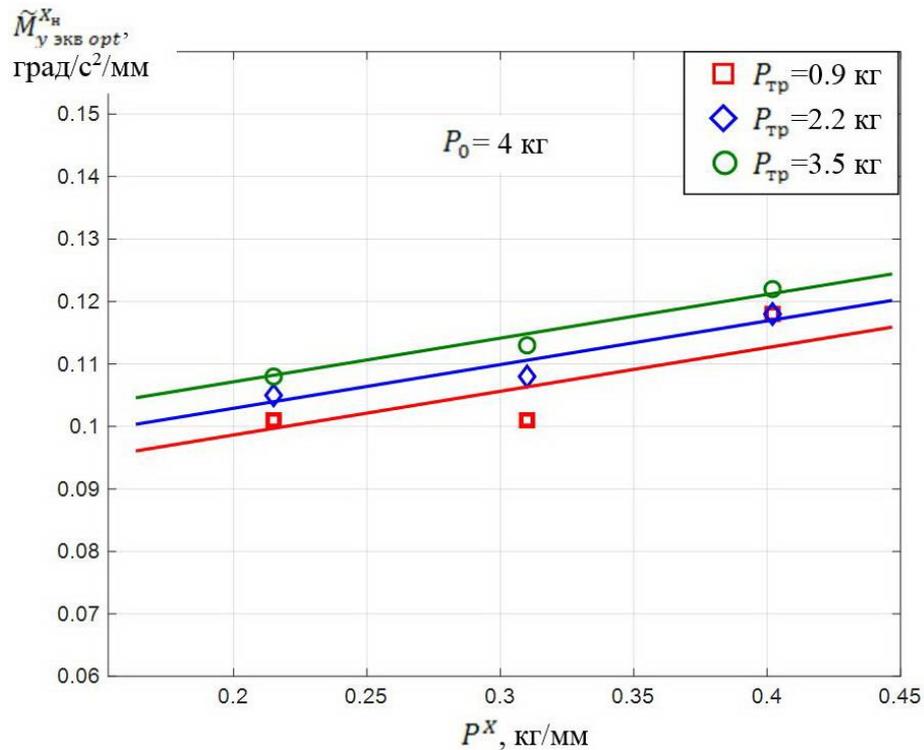


Рисунок 3.9 – Влияние градиента загрузки P^X на оптимальную чувствительность ($\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.3$ рад/с, $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^\beta = -1.225$ рад/с², $n_z^\beta=-0.58$)

При изменении характеристик загрузки педалей в больших пределах (2-ой уровень) они оказывают более существенное влияние на величину $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$. Например, при увеличении P_0 от 4 до 11 кг (рисунок 3.10) величины $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$ увеличиваются примерно в 1.5 раза.

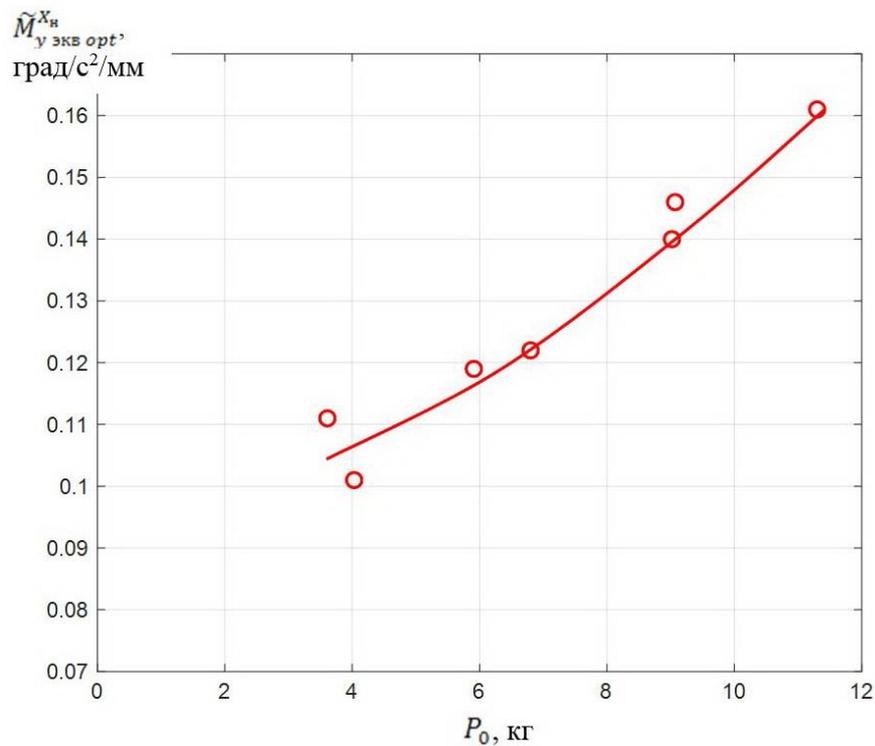


Рисунок 3.10 – Влияние предварительного затыга P_0 на оптимальную чувствительность управления ($\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.3$ рад/с, $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta = -1.225$ рад/с², $n_z^\beta = -0.58$)

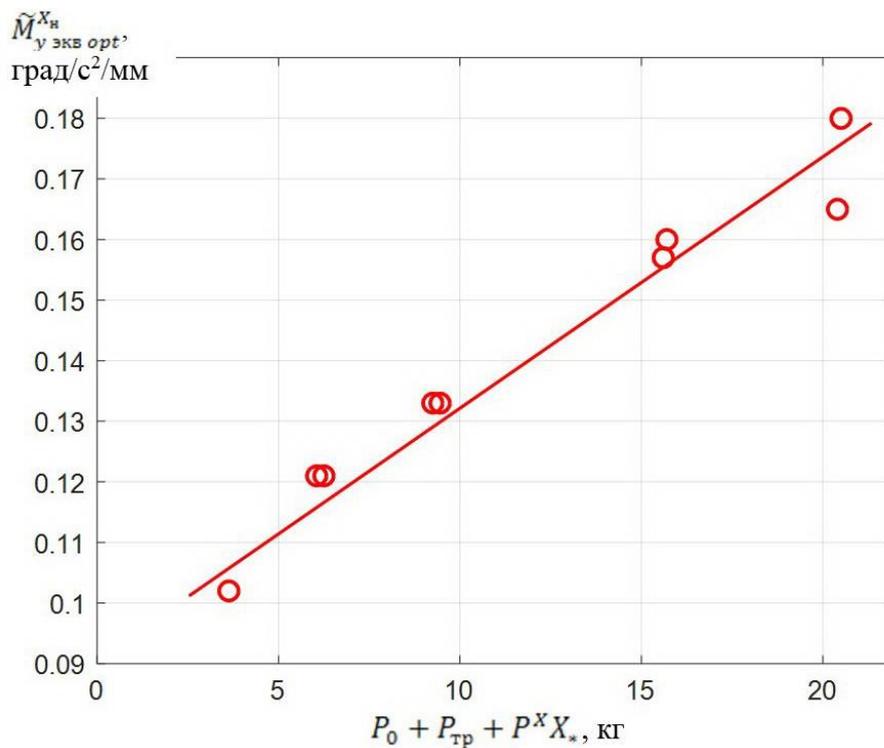


Рисунок 3.11 – Влияние общего уровня усилий на педалях на оптимальную чувствительность управления ($\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.3$ рад/с, $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta = -1.225$ рад/с², $n_z^\beta = -0.58$)

На рисунке 3.11 приведена зависимость оптимальной чувствительности управления от уровня характерных усилий на педалях, построенная по полученным экспериментальным данным. (Уровни характерных усилий определялись по выражению $P_0 + P_{\text{тр}} + P^X X_*$, где $X_* = 0$, см [78].) На этом рисунке приведены данные, полученные в одном случае при изменении только P_0 в другом случае при совместном изменении P_0 и $P_{\text{тр}}$. В первом случае динамические характеристики не изменялись, изменялся только уровень усилий. Во втором случае вместе с уровнем усилий изменялись и динамические характеристик загрузки. Видно, что оптимальные $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ для обоих случаев лежат на одной кривой, т.е. $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H \text{ opt}}$ зависит от уровня усилий и не зависит от динамических свойств загрузки.

3.1.5 Влияние динамики приводов в системе управления

Динамику приводов в системе управления можно условно учесть через введение в систему уравнений (1.6) некоторого префилтра, как показано в (1.10). Тогда влияние этой динамики можно исследовать путем изменения постоянной времени этого префилтра $T_{\text{пр н}}$.

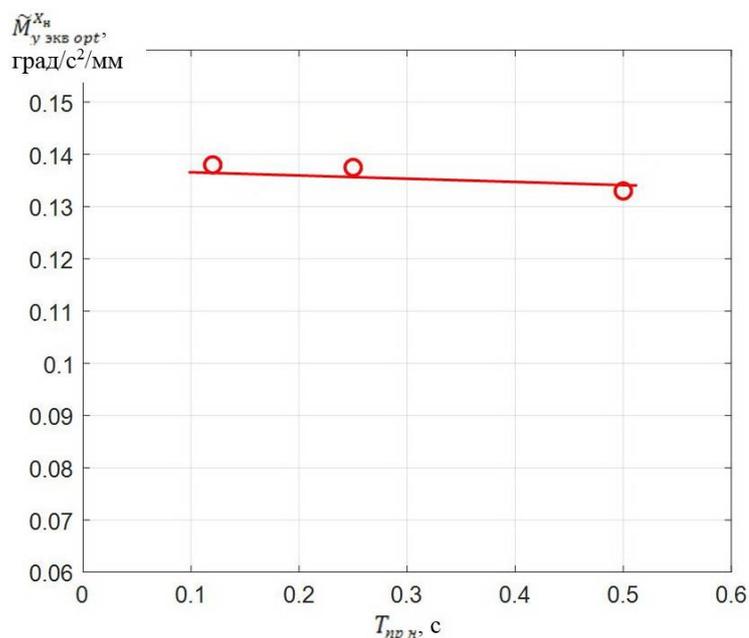


Рисунок 3.12 – Влияние постоянной времени префилтра $T_{\text{пр н}}$ на оптимальную чувствительность управления ($\omega_d = 0.7$ рад/с, $\zeta_d \omega_d = 0.4$ рад/с, $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^B = -0.57$ рад/с², $n_z^B = -0.58$)

Экспериментальные зависимости оптимальных величин $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ от постоянной времени префилтра $T_{\text{пр н}}$ приведены на рисунке 3.12. Видно, что при изменении величин постоянной времени префилтра в характерных для самолетов пределах от 0 до 0.2 с, оптимальные величины $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$ практически не изменяются.

3.1.6 Влияние характеристик поперечного канала управления

Из приведенных на рисунках 3.13 и 3.14 данных видно, что характеристики поперечного канала управления (чувствительности $X_3^{\omega_x}$ и постоянной времени крена $T_{\text{кр}}$) не влияют на оптимальную чувствительность путевого управления $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$.

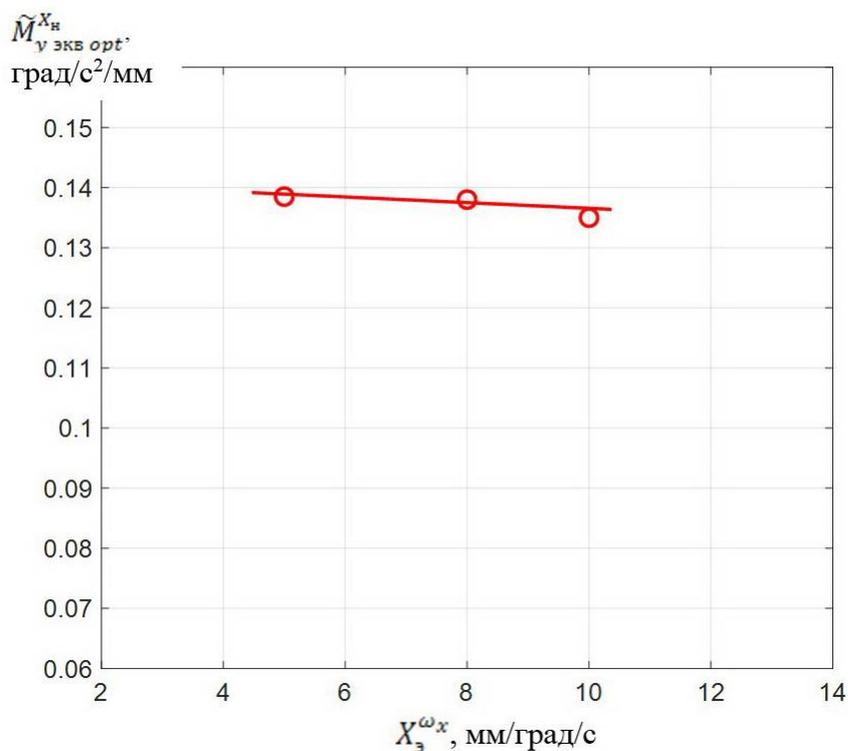


Рисунок 3.13 – Оценка влияния чувствительности в поперечном канале на выбор оптимальной чувствительности в путевом канале ($\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d \omega_d=0.4$ рад/с,

$$\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta} = -0.57 \text{ рад/с}^2, n_z^{\beta} = -0.58)$$

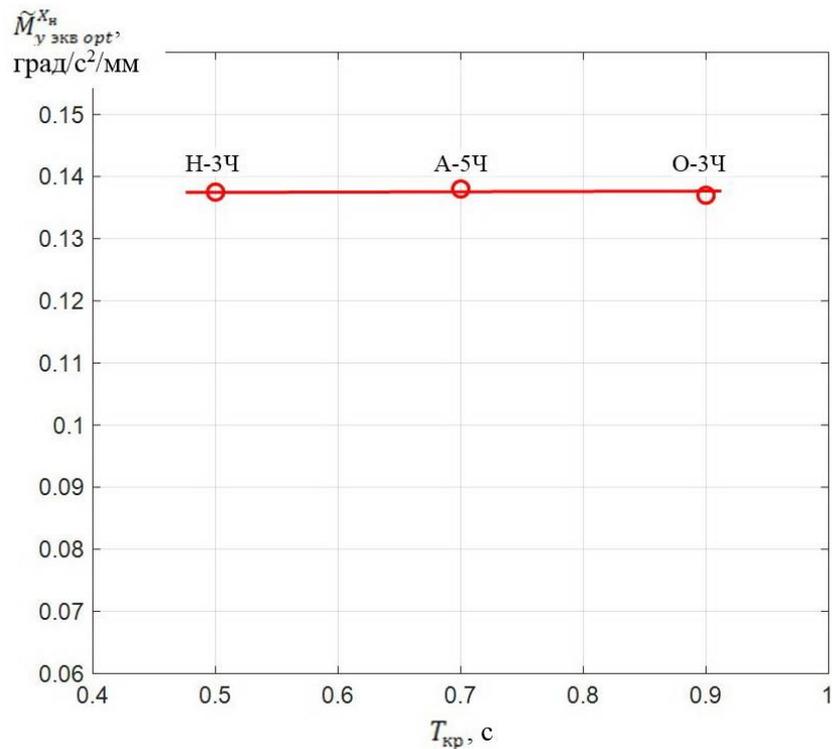


Рисунок 3.14 – Оценка влияния постоянной времени крена $T_{кр}$ на оптимальную чувствительность управления в путевом канале ($\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d \omega_d=0.4$ рад/с, $\tilde{M}_{x экв}^\beta = -0.57$ рад/с², $n_z^\beta = -0.58$)

3.1.7 Влияние эффективности путевого управления

Под эффективностью путевого управления в работе понимается выраженный в ускорениях путевой момент, который появляется при отклонении педалей на максимальную величину. Проще говоря, это максимальное ускорение в первый момент времени при ступенчатом отклонении педалей на максимальную величину. Ее характеризуют величиной $max \dot{\omega}_y = \dot{\omega}_y(X_{max})$. Зависимость $\dot{\omega}_y(X)$ обычно линейная или близка к линейной. В этом случае $max \dot{\omega}_y = \tilde{M}_{y экв}^{X_H} \cdot X_{max}$.

Обычно чувствительность управления определяется как реакция самолета на небольшие (порядка 1/2 хода) перемещения педалей. Эффективность управления определяется как максимальное угловое ускорение на полное отклонение педалей. Если зависимость $\dot{\omega}_y(X)$ линейная, то изменение чувствительности управления $\tilde{M}_{y экв}^{X_H}$ ведет к пропорциональному увеличению или уменьшению эффективности управления.

Для линейных систем наложение ограничений на выбор эффективности

управления означает наложение ограничений на выбор чувствительности управления.

Эффективность путевого управления выбирается так, чтобы компенсировать путевые моменты, появляющиеся при отказах двигателя или из-за сильного порыва ветра. Предположим, что на эффективность управления наложено следующее ограничение:

$$\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} \cdot X_{max} \geq \tilde{M}_{y \text{ экв min}}^{X_H} \cdot X_{max} \quad (3.1)$$

Для линейной функции имеем:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_y|_{X_{max}} &= \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} X_{max} \\ \text{или } \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} &= \frac{\dot{\omega}_y|_{X_{max}}}{X_{max}} \end{aligned} \quad (3.2)$$

Очевидно, что значение чувствительности управления выбирается как можно ближе к оптимальному. Поэтому, как следует из (3.1) и (3.2), при оптимальной (приемлемой) чувствительности управления должно выполняться следующее условие:

$$\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} = \begin{cases} \tilde{M}_{y \text{ экв opt}}^{X_H}, & \text{если } \tilde{M}_{y \text{ экв opt}}^{X_H} \geq \tilde{M}_{y \text{ экв min}}^{X_H} \\ \tilde{M}_{y \text{ экв min}}^{X_H}, & \text{если } \tilde{M}_{y \text{ экв opt}}^{X_H} < \tilde{M}_{y \text{ экв min}}^{X_H} \end{cases}, \quad (3.3)$$

где $\tilde{M}_{y \text{ экв opt}}^{X_H}$ определяется из критериев, описываемых в следующих разделах данной Главы.

3.2 «Частотный» критерий для выбора оптимальной чувствительности управления в путевом канале

Разрабатываемый критерий должен учитывать все особенности влияния различных величин боковой устойчивости и управляемости на выбор оптимальной чувствительности в путевом канале управления. Как показано в предыдущем разделе, оптимальные величины $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ главным образом зависят от динамических характеристик путевого канала управления, загрузки педалей и от момента поперечной статической устойчивости (для больших его величин). Рассматриваемый критерий позволяет вычислить оптимальную величину $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ с учетом этих зависимостей.

3.2.1 Краткая формулировка критерия

За основу разрабатываемого критерия взят теоретический подход, разработанный ранее в работах [79-80]. Этот теоретический подход является общим для различных типов самолетов, рычагов и каналов управления, т.к. в его основу положены психофизиологические свойства летчика, которые не зависят от типа самолета и рычага управления. Однако некоторые параметры, входящие в математические выражения этого подхода, могут зависеть от типа самолета, канала и рычага управления. Конкретизация параметров, входящих в математические выражения рассматриваемого теоретического подхода, позволила создать достаточно простые и эффективные критерии управляемости, которые позволяют расчетным путем оценивать приемлемые значения чувствительности управления в поперечном и продольном каналах управления и их влияние на управляемость самолета.

Так как рассматриваемый теоретический подход является общим для всех каналов управления, это позволяет проанализировать его применимость и к путевому каналу управления. Тогда, для определения оптимальной чувствительности в путевом канале управления необходимо иметь следующие характеристики:

– передаточную функцию от отклонения педалей к угловой скорости рыскания $W_{\omega_y/X_H}(j\omega)$ или амплитуду этой передаточной функции на некоторой характерной частоте ω_* ;

– величину $\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H}$, при которой была определена передаточная функция $W_{\omega_y/X_H}(j\omega)$ или ее амплитуда $\left|W_{\omega_y/X_H}(j\omega_*)\right|$,

– величины характеристик загрузки педалей: градиент загрузки P^X , предварительный затыг P_0 и трение $P_{\text{тр}}$.

– величину параметра $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$.

Вычисление оптимальной величины $\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H}$ производится по формуле:

$$\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H} = \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} \left| W_{\omega_y / X_H}(j\omega_*) \right| \cdot A(P^X, P_0, P_{Tr}) K(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta), \quad (3.4)$$

где

– $\omega_* = 0.55\omega_\varphi$, ω_φ – частота, на которой фаза передаточной функции $W_{\omega_y}(j\omega)$ равна $\varphi = -7.5$ град (рисунок 3.15);

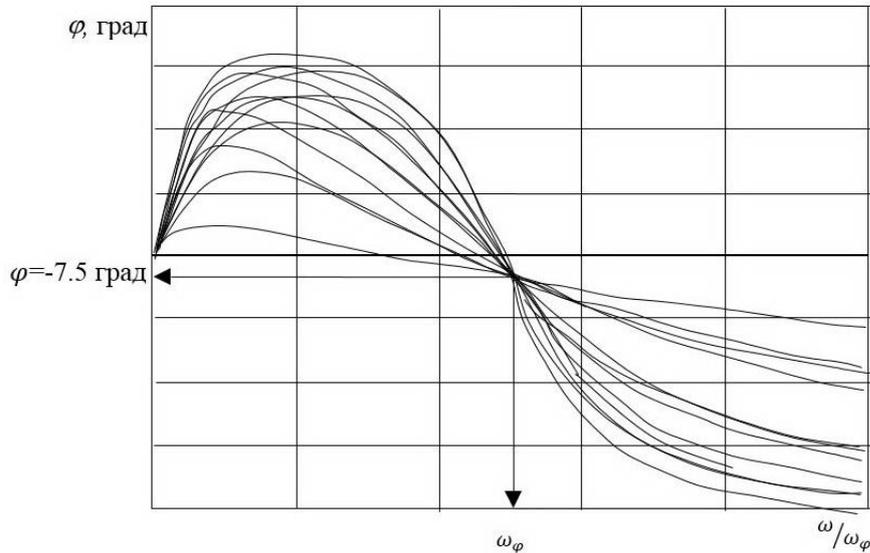


Рисунок 3.15 – Выбор характерной частоты для передаточной функции от отклонения педалей к угловой скорости рыскания любой сложности

- $A(P^X, P_0, P_{Tr})$ – параметр, который отражает влияние характеристик загрузки на оптимальную величину чувствительности управления (рисунок 3.17).

– $K(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$ – коэффициент, определяющий влияние параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на оптимальные величины $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$ (рисунок 3.18);

Физический смысл рассматриваемого критерия становится ясным, если (3.4) записать в виде:

$$\left| W_{\omega_y / X_H}(j\omega_*, \tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}, \omega_d, \zeta_d, \dots) \right|^{-1} = A \quad (3.5)$$

Отсюда следует, что оптимальная величина чувствительности управления выбирается так, чтобы значение амплитудно-частотной характеристики передаточной функции $W_{\omega_y / X_H}(j\omega)$ на характерной частоте ω_* было равным A независимо от динамических характеристик самолета (рисунок 3.16). По существу,

это означает, что летчику важна реакция самолета на перемещения педалей на некоторой характерной частоте ω_* .

Значения констант A , ω_* определяются исходя из наилучшего совпадения расчетных и экспериментальных данных. Для их определения использовались все экспериментальные данные, описанные в разделе 3.1.

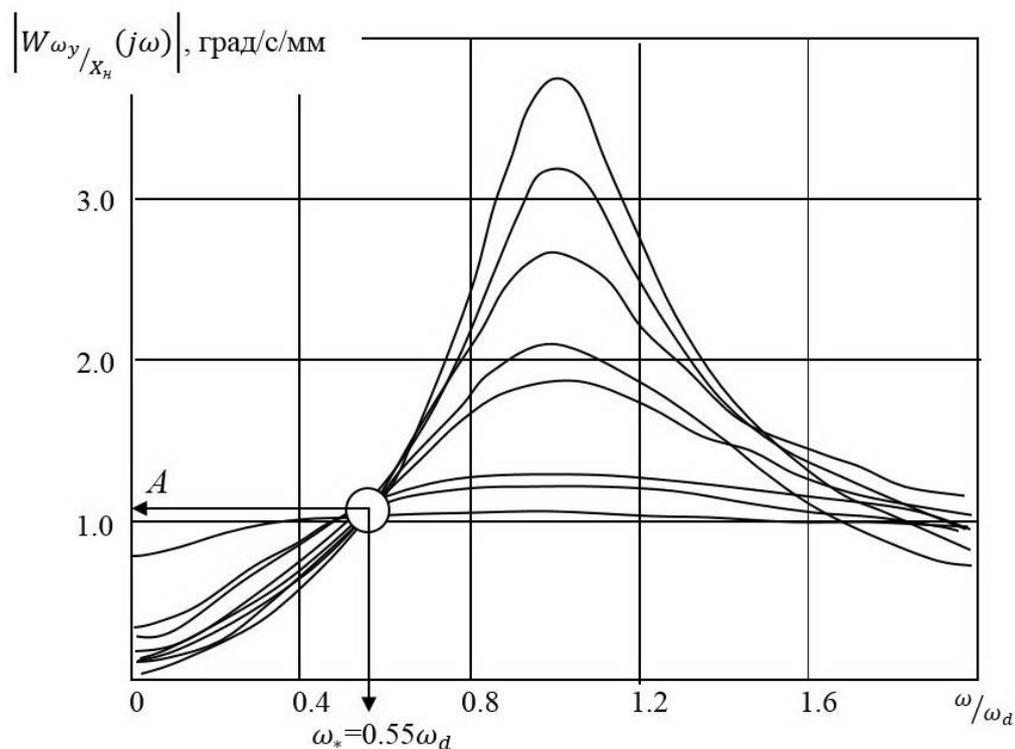


Рисунок 3.16 – Амплитудно-частотная характеристика передаточной функции от отклонения педалей к угловой скорости для различных динамических характеристик путевого канала управления при соответствующих им оптимальной чувствительности управления

3.2.2 Обоснование критерия

Приводимое в данном разделе обоснование разработанного критерия является, по существу, переосмыслением применительно к путевому каналу управления аналогичных выкладок, проведенных ранее в [47] для критериев выбора оптимальной чувствительности управления в поперечном и продольном каналах управления.

Общий теоретический подход к выбору чувствительности управления базируется на следующих принципах:

1. Летчик выбирает чувствительность управления так, чтобы характерные усилия и перемещения педалей (\bar{P}, \bar{X}) были как можно ближе к некоторому желаемому их уровню (P_*, X_*) . Математически это положение можно выразить следующим образом:

$$\min_{\bar{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}} J = (\bar{P} - P_*)^2 + k(\bar{X} - X_*)^2. \quad (3.6)$$

2. Для оценки влияния характеристик чувствительности управления на пилотажные свойства, можно считать, что параметры состояния самолета $(n_y, \omega_z, \omega_x, \dots)$ не зависят от чувствительности управления и динамических характеристик самолета.

Для подтверждения этого положения достаточно сказать, что, например, заход на посадку и посадка совершаются примерно с одной и той же точностью для разных самолетов, несмотря на значительное различие в их характеристиках устойчивости и управляемости. Более того, по существу, этот принцип уже используется при анализе управляемости самолета, например, в подходах МакРуера, Нила, Смита, Хесса и других, в которых полагается, что выходные параметры замкнутой системы самолет-летчик не зависят от чувствительности управления (коэффициента усиления самолета) в небольших диапазонах его изменения. От характеристик рычагов и чувствительности управления могут значительно зависеть лишь оценки летчика. Это объясняется тем, что летчик, как правило, выдерживает необходимую точность пилотирования даже в ущерб своих собственных физических затрат.

При выборе чувствительности путевого управления определяющим параметром является угловая скорость рыскания ω_y . Поэтому рассматриваемое положение можно записать в виде

$$\bar{\omega}_y = A_*, \quad (3.7)$$

где $\bar{\omega}_y$ – характерная величина скорости рысканья, A_* – константа.

3. Считается, что при выборе чувствительности управления летчик совершает синусоидальные перемещения РУ. Будем считать также, что управляющие поверхности самолета отклоняются пропорционально перемещению

РУ и что динамика самолета описывается линейными дифференциальными уравнениями.

Тогда имеем:

$$\begin{cases} \delta_p(t) = A_x \sin \omega_* t \\ \omega_y(t) = A_{\omega_y} \sin(\omega_* t + \varphi) \end{cases} \quad (3.8)$$

где A_x – амплитуда перемещений педалей, ω_* – характерная частота, A_{ω_y} – амплитуда скорости рыскания.

4. Характерными величинами перемещений и усилий на педалях будем считать их максимальные значения:

$$\bar{P} = \max P(t); \quad \bar{X} = \max X(t). \quad (3.9)$$

$$\bar{\omega}_y = \max \omega_y(t). \quad (3.10)$$

Из (3.7-3.10) получим:

$$A_{\omega_y} = A_* \quad (3.11)$$

С учетом этого выражение (3.8) можно записать в виде:

$$\begin{cases} \delta_p(t) = A_x \sin \omega_* t \\ \omega_y(t) = A_* \sin(\omega_* t + \varphi) \end{cases} \quad (3.12)$$

5. Усилия демпфирования на частотах пилотирования малы по сравнению с усилиями от других характеристик загрузки. Поэтому будем считать, что статическая характеристика загрузки педалей описывается выражением

$$P = P^X X + P_0 \operatorname{sgn} X + P_{\text{тр}} \operatorname{sgn} \dot{X}. \quad (3.13)$$

6. Управление даже неподвижными педалями может вызвать ощущение некоторого движения из-за неизбежного сокращения мышц ног. Будем считать, что эти ощущаемые перемещения пропорциональны прикладываемым усилиям. Тогда для суммарных ощущаемых летчиком перемещений педалей имеем:

$$\bar{X}_{po} = \bar{X}_p + c\bar{P}, \quad (3.14)$$

где c – константа.

Из (3.8), (3.12), (3.14) имеем (далее индекс o при величине \bar{X}_{po} опускается):

$$\begin{aligned} \bar{X}_p &= \max X_p(t) + c(P^x \cdot \max X_p(t) + P_0 + P_{\text{тр}}) \\ \bar{P} &= P_0 + P_{\text{тр}} + \max P^x X_p(t) \end{aligned} \quad (3.15)$$

С учетом того, что $\max X(t) = A_x$, имеем:

$$\begin{aligned}\bar{X}_p &= A_x + c(P^x \cdot A_x + P_0 + P_{\text{тр}}) \\ \bar{P} &= P_0 + P_{\text{тр}} + P^x A_x\end{aligned}\quad (3.16)$$

По определению амплитудной характеристики передаточной функции имеем

$$\left| W_{\omega_y/X_H}(j\omega_*) \right| = \frac{A_{\omega_y}}{A_x}. \quad (3.17)$$

Отсюда с учетом (3.11) получим:

$$\left| W_{\omega_y/X_H}(j\omega_*) \right| = \frac{A_*}{A_x}. \quad (3.18)$$

Найдем отсюда A_x и подставим его в (3.15). Тогда получим:

$$\begin{aligned}\bar{X}_p &= (1 + c \cdot P^x) A_* \frac{1}{\left| W_{\omega_y/X_H}(j\omega_*) \right|} + c \cdot (P_{\text{тр}} + P_0) \\ \bar{P} &= P^x A_* \frac{1}{\left| W_{\omega_y/X_H}(j\omega_*) \right|} + P_0 + P_{\text{тр}}\end{aligned}\quad (3.19)$$

Вывод формулы критерия. В соответствии с описанным выше подходом оптимизация чувствительности управления сводится к поиску такой величины $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$, при которой достигается минимум функции (3.6). Необходимое и достаточное условия этого минимума, как известно, имеют вид

$$\frac{\partial J}{\partial \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}} = 0, \quad \frac{\partial^2 J}{\partial^2 \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}} > 0. \quad (3.20)$$

Легко показать, что

$$\frac{\partial^2 J}{\partial^2 \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}} = \left(\frac{\partial \bar{P}}{\partial \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}} \right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{X}}{\partial \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}} \right)^2 > 0, \quad (3.21)$$

т.е. второе условие минимума всегда выполняется. Следовательно, оптимальная величина чувствительности управления является решением первого уравнения из (3.20). Из этого уравнения, с учетом (3.6) и (3.19), можно получить следующее выражение для критерия:

$$\tilde{M}_{y \text{ opt}}^{X_H} = \left| W_{\omega_y/X_H}(j\omega_*) \right| \cdot A(P^x, P_0, P_{\text{тр}}),$$

где $A(P^x, P_0, P_{\text{тр}}) = \frac{1}{A_*} \cdot \frac{P^x(P_* - P_0 - P_{\text{тр}}) + k(1 + cP^x)(X_* - c(P_0 + P_{\text{тр}}))}{(P^x)^2 + k(1 + cP^x)^2}$. Из условий наилучшего совпадения экспериментальных и расчетных данных были выбраны следующие величины входящих в это выражение констант:

$$A_* = 2.08 \text{ град/с}, k = 3,24 \text{ кг}^2/\text{мм}^2, c = 0.55 \text{ мм/кг}, P_* = 8.5 \text{ кг}, \delta_* = 25,4 \text{ мм}.$$

Относительно выбора характерной частоты ω_* необходимо сделать следующее замечание. В работе [47] применительно к поперечному и продольному каналу управления было показано, что характерная частота ω_* может быть выбрана равной некоторой константе независимо от динамических характеристик самолета. Применительно к путевому каналу управления, эксперименты и проведенные расчеты по критерию показали, что характерная частота в путевом канале зависит от собственной частоты путевого движения. В первом приближении можно положить, что эта характерная частота пропорциональна собственной частоте путевого движения $\omega_* = k\omega_d$. Тогда, согласно рассматриваемому критерию, амплитуды частотных характеристик, соответствующих оптимальным значениям чувствительности управления для различных динамических характеристик будут одинаковы на частоте $\omega_* = k\omega_d$. Это означает, что если представить амплитуды частотных характеристик в зависимости от безразмерной частоты ω/ω_d , все АЧХ пересекутся в точке $[A, \omega_*/\omega_d]$. Это подтверждается данными на рисунке 3.16, где представлены АЧХ передаточной функции $W_{\omega_y/X_H}(j\omega)$, построенные для различных динамических характеристик при выбранных летчиками оптимальных величинах чувствительности управления. Из рисунка 3.16 видно, что значение ω_* составляет $\omega_* = 0.55\omega_d$.

Обычно вызывает затруднение определить собственную частоту путевого движения для высокоавтоматизированных самолетов. Как показывает анализ экспериментальных данных, в этом случае характерная частота может быть определена как $\omega_* = 0.55\omega_\varphi$, где ω_φ – частота, на которой фаза передаточной функции $W_{\omega_y}(j\omega)$ равна $\varphi = -7.5$ град, как это показано на рисунке 3.15 (величина φ не зависит от динамических характеристик).

Хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных подтверждает допустимость и эффективность сделанного предположения относительно выбора характерной частоты ω_* .

О параметре $A(P^X, P_0, P_{тр})$. Как это показано в работах [46, 76], оптимальные величины чувствительности управления зависят от характеристик загрузки. Однако если характеристики загрузки находятся в пределах 1-ого уровня оценок управляемости, то оптимальные величины $\tilde{M}_{у экв}^{Xн}$ изменяются незначительно (не более $\pm 10\%$). Поэтому, если характеристики загрузки педалей удовлетворяют Уровню 1, то

$$A(P^X, P_0, P_{тр}) = const \quad (3.22)$$

Как показывают расчеты и экспериментальные данные, для рассматриваемых в данной работе характеристик загрузки педалей ($m_n=6.8$ кг; $P_n^{Xн}=0.3$ кг/мм; $P_n^{\dot{X}н}=0.0172$ кг/мм/с; $P_0=4$ кг, $P_{тр}=2.15$ кг), наилучшее совпадение расчетных и экспериментальных данных достигается при $A=0.08$ кг/с/мм. Для других характеристик загрузки величину параметра A можно оценить из графика на рисунке 3.17.

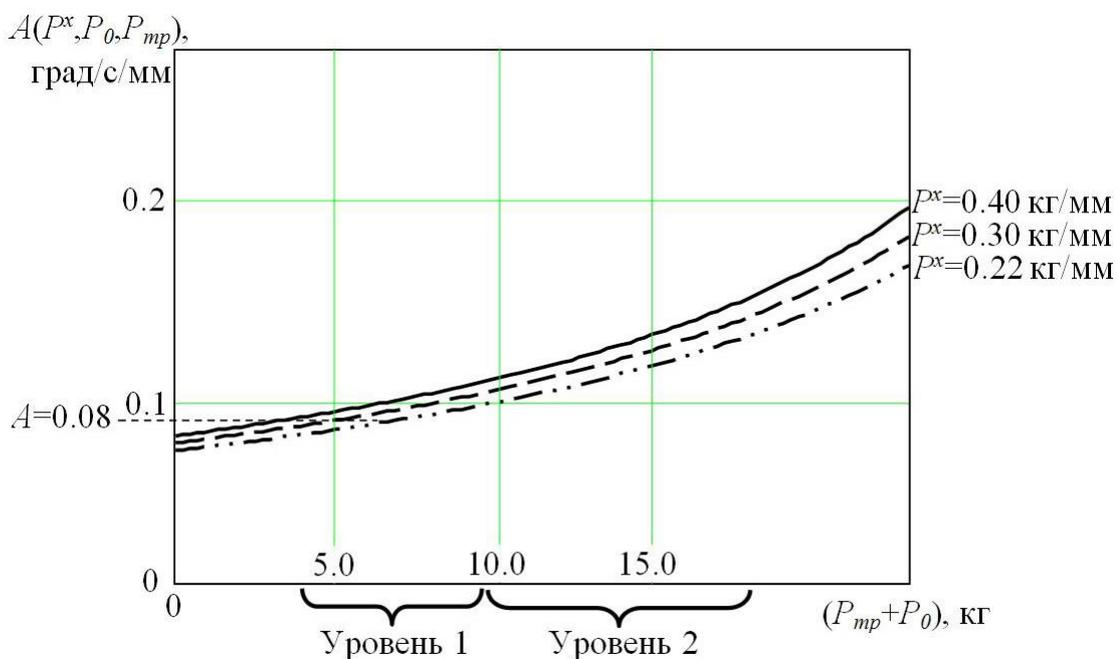


Рисунок 3.17 – Зависимость параметра A от характеристик загрузки педалей

О коэффициенте $K(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$. Коэффициент $K(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$ в выражении (3.4) определяет относительное снижение оптимальной чувствительности управления в путевом канале при $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta \geq \tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta \text{ желаемое}$. Как показывают экспериментальные данные на рисунках 3.3-3.6, в качественном отношении зависимости $\tilde{M}_{y \text{ opt}}^{X_H}$ от $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ для разных характеристик самолета примерно одинаковы, однако в количественном отношении они отличаются.

В Главе 4 показано, что в качестве обобщенного параметра для оценки влияния $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на управляемость может быть использована амплитуда передаточной функции «отклонение педали - боковое ускорение самолета» на характерной частоте $\omega_* = 0.55 \omega_d$:

$$W_{\frac{a_z}{\delta_H}}(j\omega_*) = \left| n_z^\beta + W_{\gamma/\beta}(j\omega_*) \right|. \quad (3.23)$$

Поэтому в качестве обобщенного параметра для учета влияния $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на $\tilde{M}_{y \text{ opt}}^{X_H}$ будем использовать параметр $\left| n_z^\beta + W_{\gamma/\beta}(j\omega_*) \right|$.

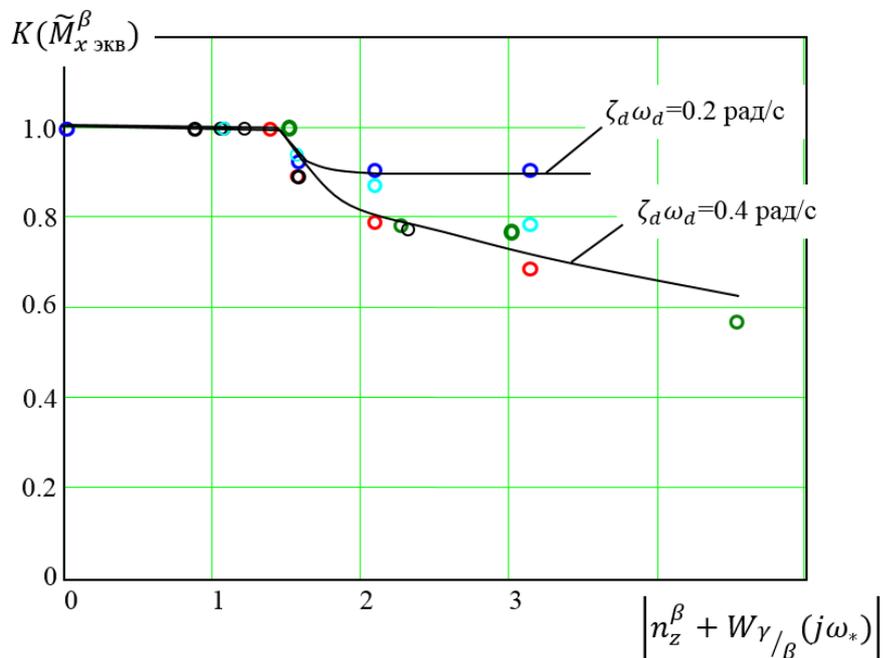


Рисунок 3.18 – Зависимость коэффициента $K(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$ от параметра $\left| n_z^\beta + W_{\gamma/\beta}(j\omega_*) \right|$

На рисунке 3.18 в плоскости параметров $K(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$ и $\left|n_z^\beta + W_{\gamma/\beta}(j\omega_*)\right|$ построены зависимости $\tilde{M}_y^{X_H}(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$, полученные при различных величинах ω_d , $\zeta_d \omega_d$, $T_{кр}$, W (рисунки 3.3-3.6). Видно, что для одного и того же демпфирования все эти зависимости лежат практически на одной кривой.

В связи с этим, зависимости на рисунке 3.18 могут быть использованы для введения поправок в определение оптимальной чувствительности управления в зависимости от $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$.

3.2.3 Возможные упрощения критерия

1. О влиянии характеристик загрузки педалей. При изменении характеристик загрузки педалей в пределах Уровня 1 оптимальные величины $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ изменяются незначительно (не более $\pm 10\%$). Поэтому, если характеристики загрузки педалей удовлетворяют Уровню 1, то для упрощения в рассматриваемом критерии можно положить

$$A(P^X, P_0, P_{тр}) = const = 0.08 \text{ град/с/мм} \quad (3.24)$$

2. Когда динамика путевого канала описывается классическими уравнениями второго порядка, т.е. передаточная функция по угловой скорости рыскания имеет вид

$$W_{\omega_y/X_H}(j\omega) = \frac{\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} \left(s + n_z^\beta \frac{g}{V}\right)}{s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2} \cdot \frac{1}{T_{прн} s + 1}, \quad (3.25)$$

то формула для определения оптимальной величины $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ принимает вид (при $T_{прн}=0$):

$$\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H \text{ opt}} = \omega_d^2 \sqrt{\frac{0.49 + 1.2\zeta_d^2}{0.3\omega_d^2 + \left(n_z^\beta \frac{g}{V}\right)^2}} \cdot A. \quad (3.26)$$

4. О влиянии $n_z^\beta \frac{g}{V}$. Изменение этой величины в тех пределах, которые характерны для взлетно-посадочных режимов полета, практически не оказывает влияния на оптимальные величины $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$. Поэтому для этих режимов в

предыдущем выражении можно положить $n_z^{\beta} \frac{g}{V} = 0$. Тогда выражение (3.26) может быть представлено в следующем виде:

$$\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_n} = 2\omega_d \sqrt{0.4 + \zeta_d^2} \cdot A. \quad (3.27)$$

5. О влиянии $M_{x \text{ экв }}^{\beta}$. Если $M_{x \text{ экв }}^{\beta}$ выбран оптимальным (см. Главу 4), то $K(M_{x \text{ экв }}^{\beta}) = 1$. Если выбранные величины $M_{x \text{ экв }}^{\beta}$ отличаются от оптимальных более, чем на 20%, то расчет коэффициента $K(M_{x \text{ экв }}^{\beta})$ можно провести по зависимости, показанной на рисунке 5.8.

3.3 «Временной» критерий для определения оптимальной чувствительности управления в путевом канале

Существенным отличием этого критерия от частотного является то, что зависимость оптимальной величины $\tilde{M}_{y \text{ экв }}^{X_n}$ от динамических характеристик оценивается не по частотным характеристикам, а по переходным процессам. Зависимость величины $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_n}$ от характеристик загрузки педалей и от параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^{\beta}$ по временному критерию определяется совершенно так же, как и по частотному критерию.

3.3.1 Краткая формулировка критерия

Для определения оптимальных величин $\tilde{M}_{y \text{ экв }}^{X_n}$ необходимо иметь:

- переходной процесс по угловой скорости рыскания $\omega_y(t)$ при ступенчатом отклонении педалей $X = X_0 \cdot 1(t)$. Если $\bar{M}_y^{X_n}(X_n)$ линейная функция, то величина X_0 может быть любой. Если $\bar{M}_y^{X_n}(X_n)$ нелинейная функция, то величина X_0 должна определяться в окрестности нейтрального положения педалей в пределах линейного участка этой зависимости;

- величину $\tilde{M}_{y \text{ экв }}^{X_n}$, при которой был получен переходной процесс по $\omega_y(t)$;
- характеристики загрузки педалей: градиент загрузки P^x , предварительный затяг P_0 и трение $P_{тр}$.

В соответствии с временным критерием оптимальная величина $\tilde{M}_{y \text{ экв }}^{X_n}$ определяется из выражения:

$$\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H} = \frac{\bar{M}_{y X_0}^{X_H}}{\max \omega_y(t)} \cdot A(P^x, P_0, P_{тр}), \quad (3.28)$$

где

– $\max \omega_y(t)$ – максимальное значение угловой скорости рыскания в интервале времени $0 \leq t \leq 3.5$ с,

– $A(P^x, P_0, P_{тр})$ – та же функция характеристик загрузки педалей, как и в частотном критерии; она определяется по графику на рисунке 3.16, либо по

$$\text{формуле } A(P^x, P_0, P_{тр}) = \frac{1}{A_*} \cdot \frac{P^x(P_* - P_0 - P_{тр}) + k(1 + cP^x)(X_* - c(P_0 + P_{тр}))}{(P^x)^2 + k(1 + cP^x)^2}.$$

3.3.2 Обоснование критерия

Временной критерий базируется на том же теоретическом подходе, что и частотный критерий. Все положения этого подхода и их математические выражения, которые использовались выше для обоснования частотного критерия, справедливы и для временного критерия. Исключение составляет лишь 3-е положение. Для обоснования частотного критерия оно было сформулировано в частотной области, а для обоснования временного критерия мы должны выразить его во временной области.

Для определения оптимальной величины $\tilde{M}_{y \text{ экв }}^{X_H}$ во временной области считается, что летчик отклоняет педали ступенчатым образом. В этом случае перемещение педалей и угловая скорость рысканья описывается выражениями

$$\begin{cases} X_p(t) = X_0 \cdot 1(t) \\ \omega_y(t) = X_0 \cdot a(t) \end{cases}, \quad (3.29)$$

где X_0 – величина отклонения педали, $a(t)$ – переходная функция (реакция самолета по угловой скорости рыскания на единичное ступенчатое отклонение педалей $1(t)$ при нулевых начальных условиях).

Как при обосновании частотного критерия, нетрудно получить следующие выражения для характерных усилий и перемещений:

$$\begin{aligned} \bar{X} &= X_0 + c(P^x \cdot X_0 + P_0 + P_{mp}) \\ \bar{P} &= P_0 + P_{mp} + P^x X_0 \end{aligned}. \quad (3.30)$$

Эти выражения отличаются от подобных выражений для частотного критерия

(3.4) только тем, что вместо амплитуды A_x синусоидальных перемещений педалей здесь фигурирует величина ступенчатого отклонения педали X_0 .

Совершенно так же, как для частотной области, имеем $\max \omega_y(t) = A_*$, или, с учетом (3.29),

$$X_0 \cdot \max a(t) = A_*. \quad (3.31)$$

Выражая отсюда X_0 и подставляя его в (3.30), получим:

$$\begin{aligned} \bar{X} &= (1 + c) \frac{A_*}{\max a(t)} + c \cdot (P^x + P_0) \\ \bar{P} &= P^x \frac{A_*}{\max a(t)} + P_0 + P_{\text{тр}} \end{aligned} \quad (3.32)$$

Как уже отмечалось при обосновании частотного критерия, в соответствии с описанным выше подходом оптимизация чувствительности управления сводится к поиску такой величины $\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_n}$, при которой достигается минимум функции (3.6). Необходимое и достаточное условия этого минимума имеют вид (3.15). Из этого условия, учитывая, что

$$\max a(t) = \frac{\max \omega_y(t)}{X_0}, \quad (3.33)$$

получим (3.28), т.е. основное математическое выражение временного критерия.

Физический смысл временного критерия состоит в том, что летчик выбирает оптимальную чувствительность путевого управления так, чтобы при любых динамических характеристиках самолета на определенное отклонение педалей достигалась определенная максимальная скорость рыскания.

Сущность критерия поясняют приведенные на рисунке 3.18 переходные процессы по $\dot{\psi}$ и ψ для различных комбинаций динамических характеристик с оптимальными величинами $\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_n \text{ opt}}$, выбранными в экспериментах. Видно, что для разных динамических характеристик самолета при оптимально выбранных величинах $\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_n}$ максимальные величины скорости рысканья, которые достигаются в течение 3.5 с, оказываются примерно одинаковыми и при $X_0=20$ мм составляют примерно 1.6 град/с, несмотря на большой диапазон изменения динамических характеристик самолета и на существенное отличие других характеристик переходных процессов. Следует отметить, что при оптимально

выбранной чувствительности путевого управления за 3.5 с при разных динамических характеристиках самолета достигаются примерно и одинаковые углы рысканья. Отметим также, что приведенные на рисунке 3.2 данные свидетельствуют также о хорошей сходимости критерия с экспериментом.

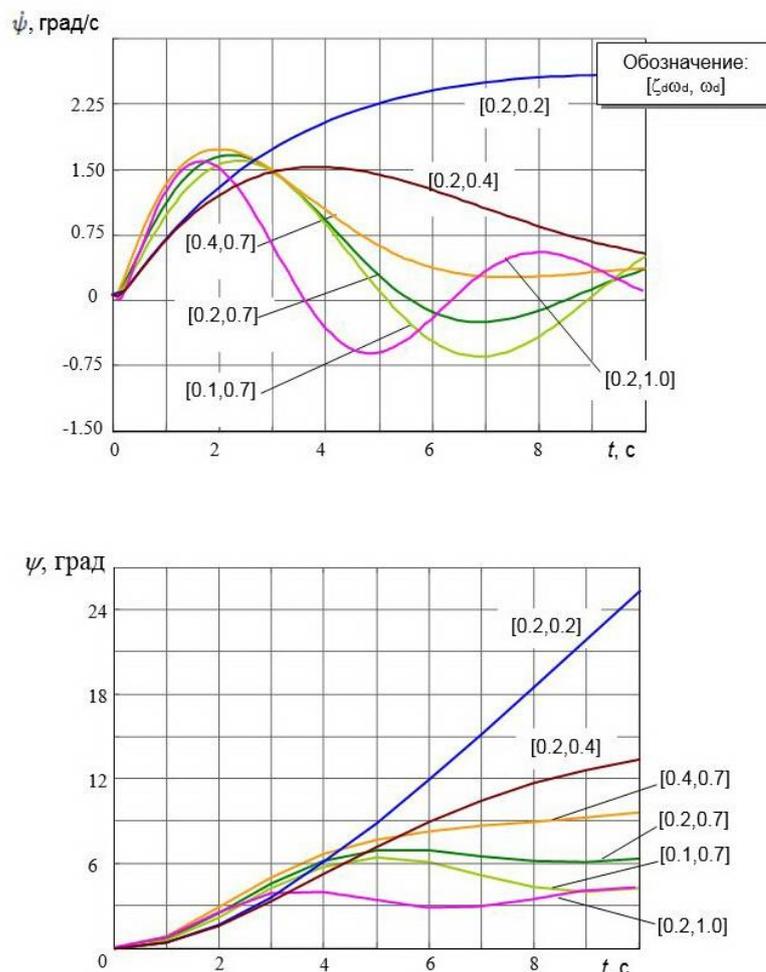


Рисунок 3.18 – Переходные процессы по углу и угловой скорости рыскания на отклонение педалей на 25.4 мм

Основные положения временного критерия хорошо согласуется с отзывами летчиков. Безусловно, что о путевой управляемости летчики судят не только по максимальной скорости рысканья, но и по другим характеристикам переходного процесса. По начальной реакции самолета они судят, например, о быстроте реакции самолета на отклонение педалей, а по последнему участку переходного процесса – о перерегулировании, колебательности и времени затухания переходного процесса. Но первостепенное значение при выборе летчиком чувствительности путевого управления имеет средний участок. Другие

характеристики переходного процесса не оказывают заметного влияния на выбор чувствительности управления, несмотря на то, что они играют даже большую роль в оценке летчиком управляемости самолета. Дело в том, что средний участок самый «результативный» с точки зрения достижения необходимого угла рыскания. На этом участке достигается максимальная угловая скорость, которая легко ощущается летчиком. В связи с этим, в качестве характерной угловой скорости при выборе чувствительности путевого управления в критерии принята максимальная скорость рыскания при ступенчатом отклонении педалей.

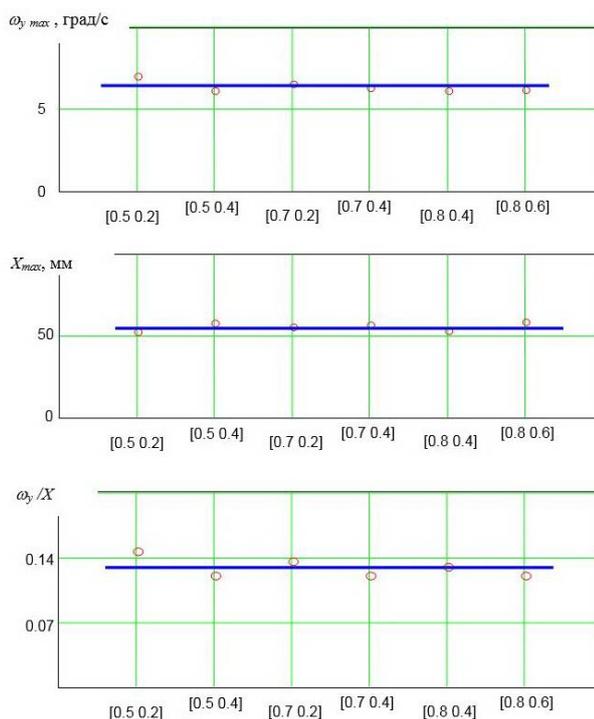


Рисунок 3.19 – Осредненные значения максимальных величин угловой скорости рыскания, отклонения педалей и их отношений для различных динамических характеристик при оптимальной чувствительности управления

Основные положения временного критерия хорошо согласуются и с результатами анализа процессов пилотирования. На рисунке 3.19 приведены результаты обработки записей захода на посадку с порывом ветра для различных динамических характеристик при оптимально выбранных величинах чувствительности управления. Они представляют собой максимальные значения угловой скорости, максимальные используемые отклонения педалей и отношение максимальной угловой скорости к перемещениям педалей для всех рассмотренных

динамических конфигураций с оптимальной чувствительностью управления. Видно, что для разных динамических характеристик самолета при оптимально выбранной чувствительности остаются примерно одинаковыми: (1) максимальные хода педалей $\max X(t)$ (а, следовательно, и усилия), (2) максимальные угловые скорости $\max \omega_y(t)$, и (3) величина их отношения $\frac{\max \omega_y(t)}{\max X(t)}$. Первый факт подтверждает первый принцип теоретического подхода, т.е. летчик выбирает чувствительность управления так, чтобы хода и усилия педалей находились вблизи одного и того же желаемого уровня. Второй факт подтверждает второй принцип этого подхода, т.е. что при выборе чувствительности путевого управления можно считать, что максимальная угловая скорость рыскания не зависит от характеристик самолета. Третий факт подтверждает сущность критерия, т.е. что летчик выбирает чувствительность управления так, чтобы отношение максимальной угловой скорости к перемещению педалей оставалось неизменным. Некоторое отличие величины этого отношения от принятой в критерии обусловлено тем, что для упрощения критерия принято, что педали отклоняются по ступенчатому закону от нейтрального положения при нулевых начальных условиях. На самом деле отклонения педалей отличаются от ступенчатых и начальные условия отличаются от нулевых. Однако хорошая сходимость расчетных и экспериментальных данных подтверждает допустимость такого упрощения.

3.3.3 Возможные упрощения

1. Точно так же, как и в частотном критерии, при характеристиках загрузки педалей, соответствующих уровню 1, величину A можно принять равной $A=0.08$ град/с/мм. В этом случае временной критерий для определения оптимальной величины $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_n}$ принимает вид

$$\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_n} = 0.08 \frac{\tilde{M}_{y \text{ экв } X_0}^{X_n}}{\max \omega_y(t)}. \quad (3.34)$$

2. Часто в исследованиях нас интересует не только вопрос о том, является ли рассматриваемая чувствительность управления оптимальной, но также и насколько

надо изменить коэффициент усиления самолета, чтобы он стал оптимальным. Для ответа на этот вопрос запишем критерий (3.34) в виде

$$\frac{\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_n}}{\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_n}} = 0.08 \frac{X_0}{\max \omega_y(t)}. \quad (3.35)$$

Отсюда следует, что если угловая скорость рысканья при отклонении педалей на 20 мм равна 1.6 град/с, то чувствительность путевого управления является оптимальной. Если эта величина меньше (или больше) 1.6 град/с, то чувствительность путевого управления повышенная (или пониженная), и коэффициент усиления самолета следует уменьшить (или увеличить) в соответствующее число раз. При этом для решения рассматриваемого вопроса нам нет необходимости знать величину $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_n}$, при которой был определен переходной процесс.

Замечание. При достаточно малых величинах демпфирования и собственной частоты путевого движения, соответствующих Уровню 2 или 3, максимум угловой скорости может достигаться за время большее 3.5 с. В этом случае максимальная величина скорости $\omega_{y \max}$ за период 0-3.5 с, которая фигурирует во временном критерии, равна величине угловой скорости в момент времени $t=3.5$ с.

3.4 Выводы к Главе 3

1) Создана экспериментальная база данных по влиянию чувствительности управления по педалям на пилотажные свойства самолета в путевом канале управления. Определены оптимальные величины чувствительности управления для различных динамических характеристик бокового канала управления самолета и характеристик загрузки педалей.

2) Показано, что оптимальная чувствительность управления зависит главным образом от динамических характеристик путевого канала управления. Определенное влияние на оптимальную чувствительность оказывают характеристики загрузки педалей, однако если характеристики загрузки педалей изменяются в пределах Уровня 1, то оптимальная чувствительность изменяется незначительно – не более 10%. Другие характеристики поперечной устойчивости и управляемости (динамика, загрузка штурвала, чувствительность управления по

крену) не оказывают влияния на выбор оптимальной чувствительности путевого управления.

3) Изменение параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ от 0 до некоторых величин, при которых параметр $\left| n_z^\beta + W_{\gamma/\beta}(j\omega_*) \right|$ равен 1.5, не оказывает влияния на оптимальную чувствительность управления; при больших величинах $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ происходит уменьшение оптимальных величин $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$, степень которого зависит от демпфирования и может быть определена по зависимости на рисунке 3.18.

4) На основе разработанного ранее теоретического подхода и полученных в данной работе экспериментальных данных разработаны эффективные критерии в частотной и временной области для выбора оптимальных величин чувствительности управления в путевом канале с учетом влияния динамических характеристик, характеристик загрузки педалей и параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. Расчеты по критериям хорошо согласуются со всеми полученными экспериментальными данными.

5) Подход к созданию критериев основан на обобщении достаточно известных свойств летчика как звена в контуре управления, и созданные критерии могут быть использованы для широкого круга задач пилотирования, классов самолетов и других типов летательных аппаратов при соответствующем выборе входящих в эти критерии констант.

4 Критерий для выбора оптимальной взаимосвязи движений рыскания и крена

Настоящая работа направлена на изучение влияния параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на боковую управляемость самолета при управлении педалями.

Известны многие критерии управляемости и параметры, которые используются для оценки боковой устойчивости и управляемости с учетом взаимосвязи путевой и поперечной динамики. Чаще всего в существующих Нормах и литературе [5, 9, 34] при рассмотрении вопросов взаимодействия путевой и поперечной динамики используют такие параметры и критерии управляемости как γ/β , ω_γ/ω_d , критерий колебаний по крену и критерий ограничения угла скольжения. Однако эти критерии не позволяют достаточно полно оценить влияние параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на управляемость.

Экспериментальные данные, полученные в работе, показывают, что характеристика $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ значительно и сложным образом влияет на управляемость самолета. Однако, в нормативных документах и литературе указывается только, что эта характеристика должна быть отрицательной [39, 40]. Никаких других конкретных рекомендаций по выбору величин $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ в Нормах не приводится. Существующие критерии не позволяют оценить оптимальные величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ по ряду причин. Одна из главных причин, по-видимому, состоит в том, что все эти критерии, в основном, предназначены для оценки управляемости по крену и основаны на экспериментальных данных, полученных в задачах, где доминирующую роль играло управление по крену. Достаточно полные экспериментальные данные по влиянию $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на управляемость с учетом управления педалями при разработке этих критериев отсутствовали.

В связи с этим, одной из задач данной работы было получение таких экспериментальных данных, проверка работоспособности известных критериев и создание критерия для выбора оптимальных величин $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$.

4.1 Влияние $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ на управляемость при различных характеристиках боковой устойчивости и управляемости

4.1.1 Общая характеристика влияния $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ на управляемость

Экспериментальные данные по влиянию обобщенных характеристик бокового движения самолета на управляемость в путевом канале представлены в таблице 4.1 и на рисунках 4.1-4.10. Выделенным шрифтом отмечены комбинации динамических характеристик, соответствующие наилучшим (наименьшим) оценкам летчика по шкале Купера-Харпера.

Таблица 4.1 – Экспериментальные данные по влиянию обобщенных характеристик бокового движения самолета на управляемость в путевом канале

Конфигурация	ω_0 , рад/с	$\zeta\omega_0$, рад/с	$T_{кр}$, с	$\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$, с ² эксперимент	PR	σ_{PR}	$\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}opt}}^{\beta}$, с ² расчет	$\tilde{M}_{y_{opt}}^{X_H}$, град/с ² /м м
A-1	0.7	0.4	0.7	0	4.5	0.73	-0.57	0.135
A-2	0.7	0.4	0.7	-0.25	3.85	0.57	-0.57	0.135
A-3	0.7	0.4	0.7	-0.45	3.5	0.60	-0.57	0.135
A-4	0.7	0.4	0.7	-0.6	3.0	0.32	-0.57	0.135
A-5	0.7	0.4	0.7	-0.8	3.2	0.58	-0.57	0.135
A-6	0.7	0.4	0.7	-1.23	3.5	0.67	-0.57	0.135
A-7	0.7	0.4	0.7	-1.7	5.5	0.75	-0.57	0.135
B-1	0.7	0.4	0.6	-0.35	3.5	0.55	-0.645	0.135
B-2	0.7	0.4	0.6	-0.5	3.2	0.58	-0.645	0.135
B-3	0.7	0.4	0.6	-0.65	3.0	0.56	-0.645	0.135
B-4	0.7	0.4	0.6	-0.75	3.2	0.58	-0.645	0.135
B-5	0.7	0.4	0.6	-1.23	4.0	0.63	-0.645	0.135
B-1	0.7	0.2	0.7	0	4.7	0.47	-0.57	0.08
B-2	0.7	0.2	0.7	-0.25	3.85	0.57	-0.57	0.08
B-3	0.7	0.2	0.7	-0.5	3.4	0.54	-0.57	0.08
B-4	0.7	0.2	0.7	-0.6	3.25	0.46	-0.57	0.08
B-5	0.7	0.2	0.7	-0.9	3.3	0.53	-0.57	0.08
B-6	0.7	0.2	0.7	-1.23	3.5	0.55	-0.57	0.08
B-7	0.7	0.2	0.7	-1.7	5.0	0.61	-0.57	0.08
Г-1	0.7	0.2	0.9	-0.3	4.0	0.58	-0.475	0.08
Г-2	0.7	0.2	0.9	-0.55	3.4	0.42	-0.475	0.08
Г-3	0.7	0.2	0.9	-0.9	4.0	0.54	-0.475	0.08
Г-4	0.7	0.2	0.9	-1.23	4.5	0.60	-0.475	0.08
Д-1	0.7	0.2	1.1	0	4.5	0.73	-0.41	0.08
Д-2	0.7	0.2	1.1	-0.35	3.5	0.67	-0.41	0.08
Д-3	0.7	0.2	1.1	-0.45	3.6	0.68	-0.41	0.08
Д-4	0.7	0.2	1.1	-0.7	4.5	0.73	-0.41	0.08
Е-1	0.9	0.4	0.7	0	6.0	0.67	-0.786	0.115
Е-2	0.9	0.4	0.7	-0.2	4.3	0.59	-0.786	0.115
Е-3	0.9	0.4	0.7	-0.4	3.85	0.57	-0.786	0.115

E-4	0.9	0.4	0.7	-0.5	3.5	0.55	-0.786	0.115
E-5	0.9	0.4	0.7	-0.75	3.15	0.45	-0.786	0.115
E-6	0.9	0.4	0.7	-0.9	3.35	0.54	-0.786	0.115
E-7	0.9	0.4	0.7	-1.23	3.65	0.56	-0.786	0.115
E-8	0.9	0.4	0.7	-1.4	4.0	0.58	-0.786	0.115
Ж-1	0.9	0.2	0.7	0	5.8	0.53	-0.786	0.1
Ж-2	0.9	0.2	0.7	-0.5	3.8	0.49	-0.786	0.1
Ж-3	0.9	0.2	0.7	-0.75	3.5	0.48	-0.786	0.1
Ж-4	0.9	0.2	0.7	-1.0	3.75	0.49	-0.786	0.1
Ж-5	0.9	0.2	0.7	-1.23	4.0	0.58	-0.786	0.1
Ж-5	0.9	0.2	0.7	-1.5	4.2	0.64	-0.786	0.1
З-1	0.9	0.8	0.7	-0.25	4.35	0.59	-0.786	0.16
З-2	0.9	0.8	0.7	-0.5	3.8	0.62	-0.786	0.16
З-3	0.9	0.8	0.7	-0.75	3.5	0.55	-0.786	0.16
З-4	0.9	0.8	0.7	-1.0	3.85	0.57	-0.786	0.16
З-5	0.9	0.8	0.7	-1.23	4.1	0.48	-0.786	0.16
И-1	0.9	0.4	0.9	-0.35	4.0	0.63	-0.66	0.115
И-2	0.9	0.4	0.9	-0.6	3.4	0.59	-0.66	0.115
И-3	0.9	0.4	0.9	-0.75	3.65	0.56	-0.66	0.115
И-4	0.9	0.4	0.9	-0.9	4.0	0.63	-0.66	0.115
И-5	0.9	0.4	0.9	-1.23	4.33	0.59	-0.66	0.115
К-1	0.5	0.4	0.7	-0.15	4.9	0.50	-0.382	0.083
К-2	0.5	0.4	0.7	-0.25	4.5	0.52	-0.382	0.083
К-3	0.5	0.4	0.7	-0.4	4.0	0.54	-0.382	0.083
К-4	0.5	0.4	0.7	-0.5	4.1	0.50	-0.382	0.083
К-5	0.5	0.4	0.7	-0.7	4.25	0.51	-0.382	0.083
К-6	0.5	0.4	0.7	-1.0	5.0	0.67	-0.382	0.083
Л-1	0.5	0.4	0.9	0	4.2	0.64	-0.311	0.083
Л-2	0.5	0.4	0.9	-0.2	3.7	0.62	-0.311	0.083
Л-3	0.5	0.4	0.9	-0.35	3.5	0.55	-0.311	0.083
Л-4	0.5	0.4	0.9	-0.6	3.8	0.62	-0.311	0.083
Л-5	0.5	0.4	0.9	-0.75	4.3	0.59	-0.311	0.083
М-1	0.4	0.4	0.7	0	5.25	0.75	-0.300	0.075
М-2	0.4	0.4	0.7	-0.15	4.9	0.53	-0.300	0.075
М-3	0.4	0.4	0.7	-0.25	4.6	0.66	-0.300	0.075
М-4	0.4	0.4	0.7	-0.35	4.45	0.52	-0.300	0.075
М-5	0.4	0.4	0.7	-0.5	4.95	0.47	-0.300	0.075
М-6	0.4	0.4	0.7	-1.23	6.0	0.86	-0.300	0.075

Среднеквадратическое отклонение (σ_{PR}) среднеарифметических значений пилотажных оценок (PR) рассчитывалось по методике, описанной в [25].

Видно, что степень поперечной статической устойчивости самолета $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^B$ оказывает значительное влияние на управляемость самолета. Это влияние существенно зависит и от характеристик путевой, и от характеристик поперечной устойчивости и управляемости.

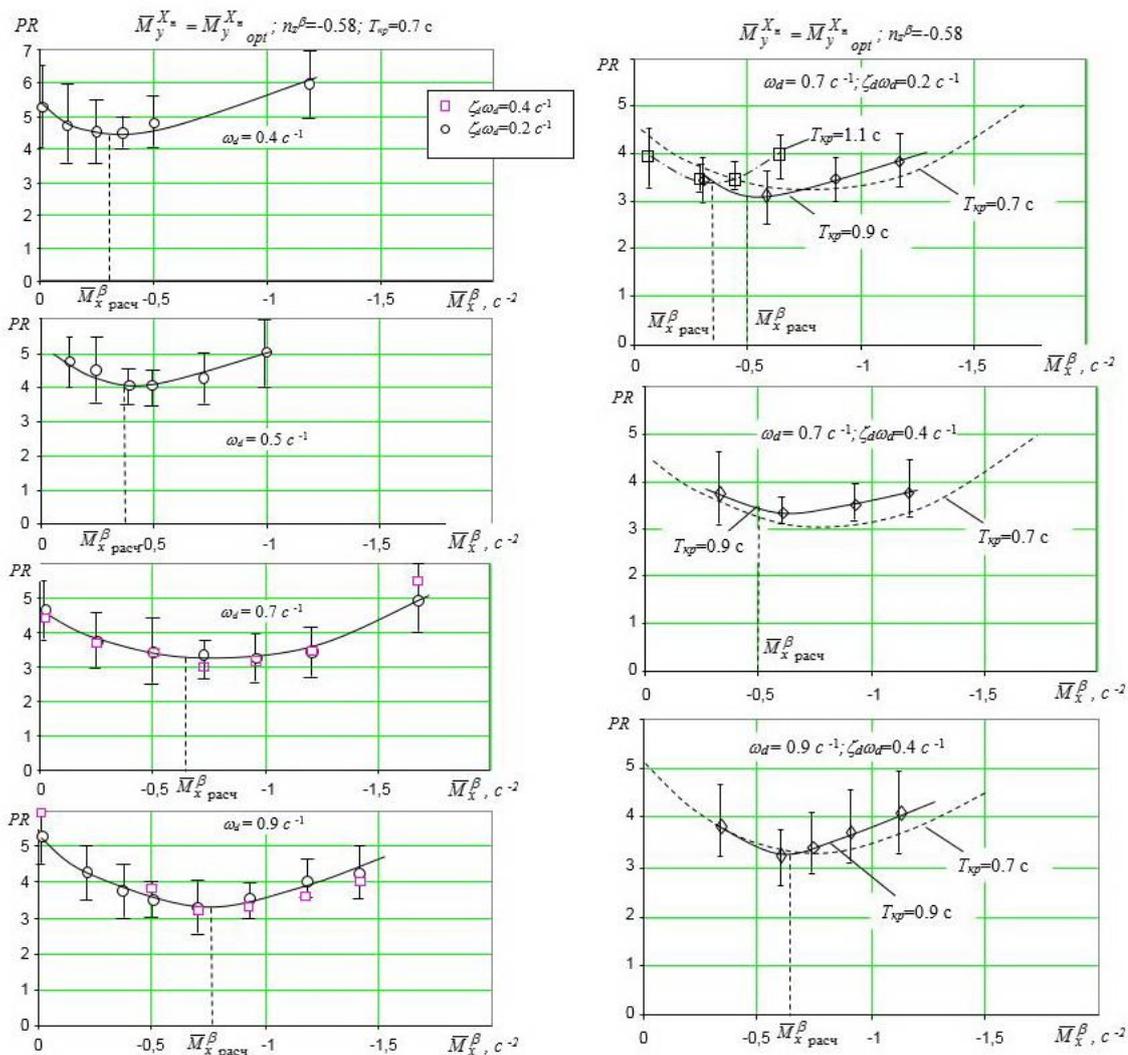


Рисунок 4.1 – Влияние динамических характеристик бокового движения на оптимальные величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$

Зависимости пилотажных оценок от параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, полученные при различных характеристиках устойчивости и управляемости, в количественном отношении значительно отличаются друг от друга. Однако в качественном отношении все они имеют и общие закономерности. Для каждой комбинации характеристик устойчивости и управляемости зависимость $PR(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$ имеет четко выраженный оптимум по $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. Другими словами, для каждой комбинации характеристик самолета существует такая величина $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, при которой управляемость самолета оказывается наилучшей. Летчики плохо оценивают самолет и когда запас поперечной устойчивости самолета очень мал, и когда запас поперечной устойчивости велик.

В проведенных экспериментах было исследовано влияние всех факторов, которые могли оказать влияние на оптимальную величину $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. Рассмотрим результаты этих экспериментов подробнее.

Влияние $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ при различной боковой динамике ($\omega_d, \zeta_d \omega_d, T_{кр}$). На рисунке 4.1 приведены зависимости $PR(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$, полученные для различных динамических характеристик самолета ($\omega_d, \zeta_d \omega_d, T_{кр}$) при оптимальных значениях чувствительности путевого и поперечного управления. По этим данным на рисунке 4.2-4.3 построены зависимости оптимальных величин $\tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta$ от этих характеристик, т.е. $\tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta(\omega_d), \tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta(T_{кр}), \tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta(\zeta_d \omega_d)$.

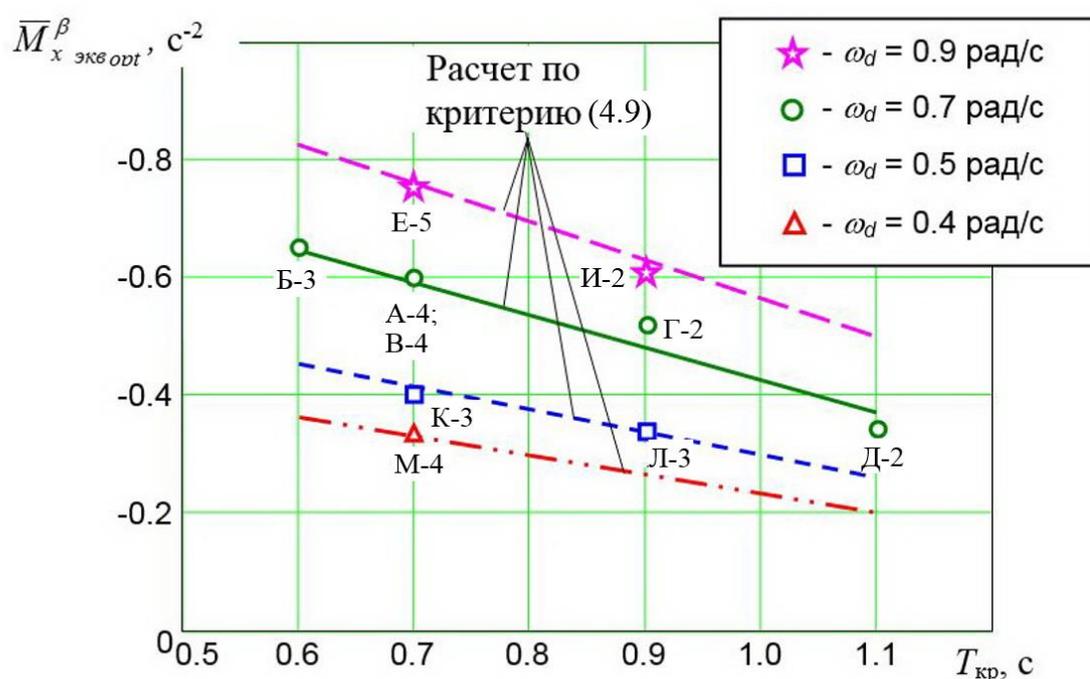


Рисунок 4.2 – Влияние постоянной времени крена $T_{кр}$ на оптимальную величину $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ с учетом результатов экспериментов для различных конфигураций режимов полета

Из этих рисунков видно, что оптимальные $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ для типичных величин $\omega_d=0.7 \text{ рад/с}$, $\zeta_d \omega_d=0.4 \text{ рад/с}$, $T_{кр}=0.7 \text{ с}$ составляет порядка $\tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta = -0.6 \text{ рад/с}^2$. Величина $\tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta$ существенно зависит от собственной частоты бокового движения ω_d и от постоянной времени крена $T_{кр}$; зависимости $\tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta(\omega_d)$ и

$\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta opt}(T_{кр})$ примерно линейные. При увеличении частоты ω_d с 0.4 до 0.9 рад/с при $T_{кр}=0.7$ с оптимальные величины $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ увеличиваются примерно в два раза; при увеличении постоянной времени крена $T_{кр}$ с 0.6 с до 1.1 с для $\omega_d=0.7$ рад/с оптимальные величины $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ уменьшаются примерно в 1.7 раза.

Как это видно из рисунка 4.3, демпфирование путевого движения не оказывает влияния на оптимальные величины $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$.

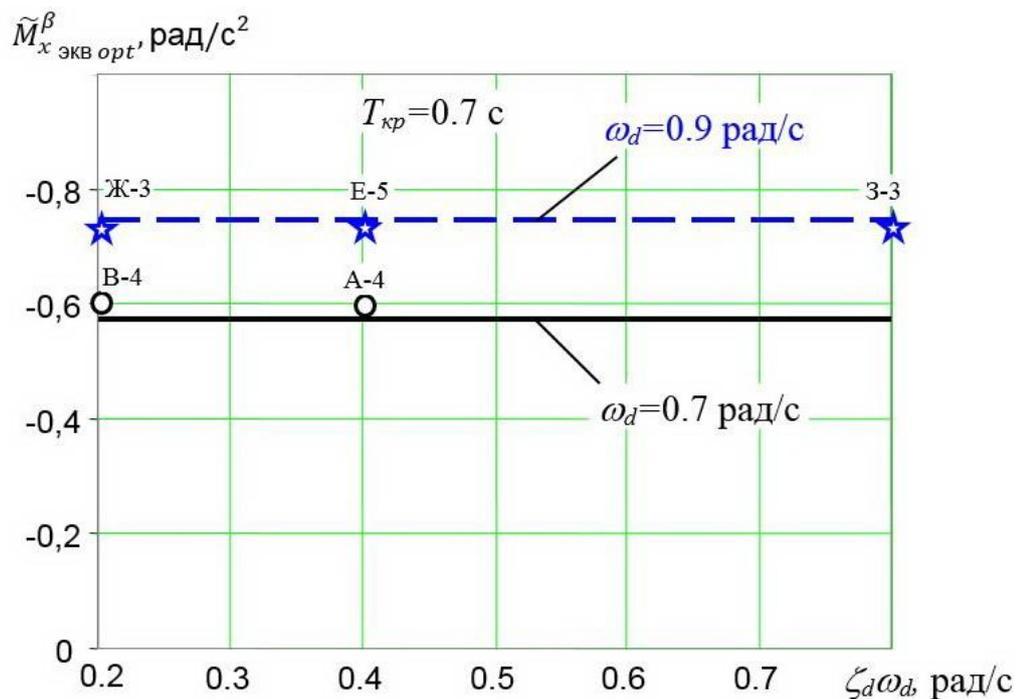


Рисунок 4.3 – Влияние параметра демпфирования на оптимальное значение $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ с учетом результатов экспериментов для различных конфигураций режимов полета

Влияние $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ при различных n_z^{β}

На рисунке 4.4 приведены зависимости $PR(\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta})$, полученные для различных n_z^{β} . По этим данным на рисунке 4.5 построена зависимость оптимальных величин $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta opt}$ от n_z^{β} . Как видно из этих рисунков, в принципе n_z^{β} оказывает влияние на оптимальные величины $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$. С увеличением параметра n_z^{β} оптимальные $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ уменьшаются в первом приближении по линейному закону. Однако диапазон величин n_z^{β} для режимов посадки различных самолетов очень

узок. Влияние n_z^β на оптимальные $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ в этом диапазоне практически отсутствует.

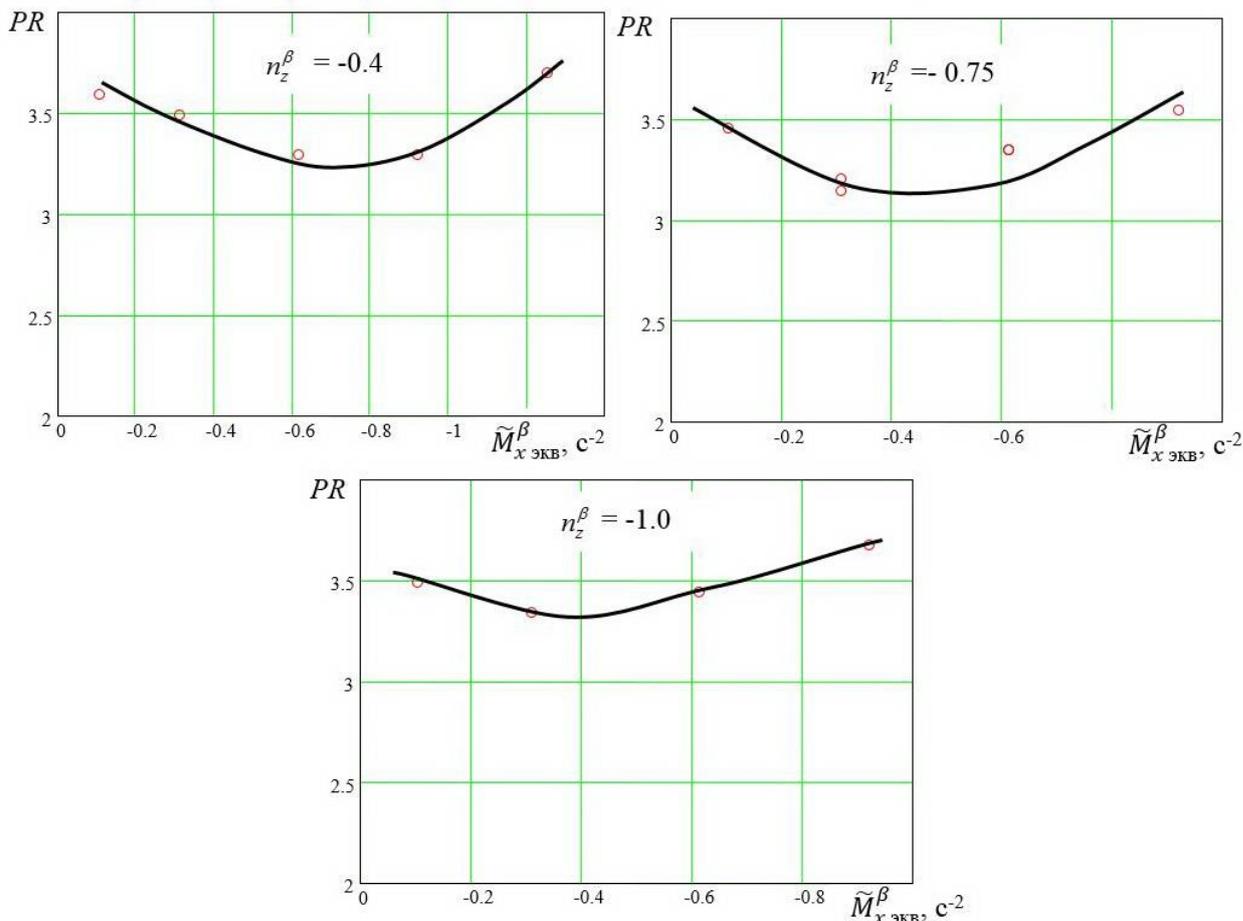


Рисунок 4.4 – Зависимости пилотажной оценки PR от $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ для разных n_z^β ($\omega_d=0.7$ рад/с, $\zeta_d \omega_d=0.4$ рад/с, $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} = -0.135$ град/с²/мм)

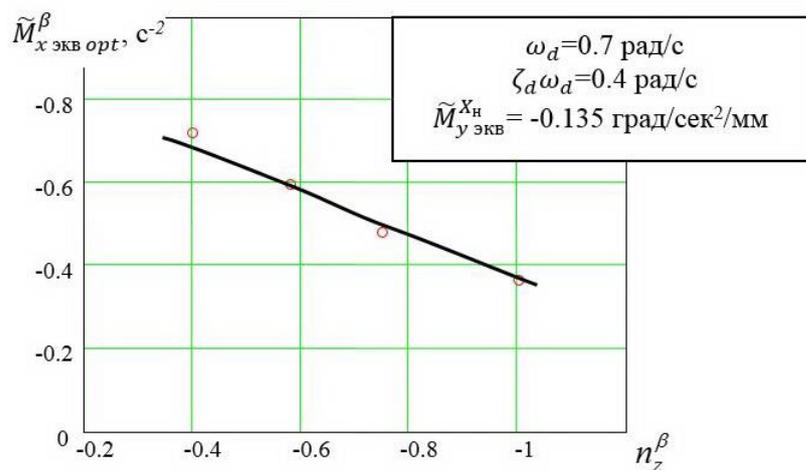


Рисунок 4.5 – Влияние n_z^β на $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta \text{ opt}}$

Влияние $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ при различных величинах чувствительности путевого и поперечного каналов управления.

На рисунке 4.6 представлена зависимость чувствительности путевого управления $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ на оптимальные величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. Видно, например, что с увеличением $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ оптимальные величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ уменьшаются, но незначительно: при изменении чувствительности в 1.8 раза оптимальная величина $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ изменяется всего лишь на 15%.

На рисунке 4.7 представлены зависимости $PR(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$ для различных величин поперечной чувствительности управления X^{ω_x} . Эти данные были получены с линейным летчиком. Отметим, что оптимум для кривой, соответствующей $X^{\omega_x} = -6.5$ мм/град/сек, не ярко выражен. Однако, судя по комментариям летчика, этот оптимум располагается в районе $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta = -0.6$ рад/с², как и для кривой, соответствующей $X^{\omega_x} = -10.4$ мм/град/сек. Эти данные позволяют сделать вывод, что изменение чувствительности управления по крену практически в 2 раза не влияет на оптимальные величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$.

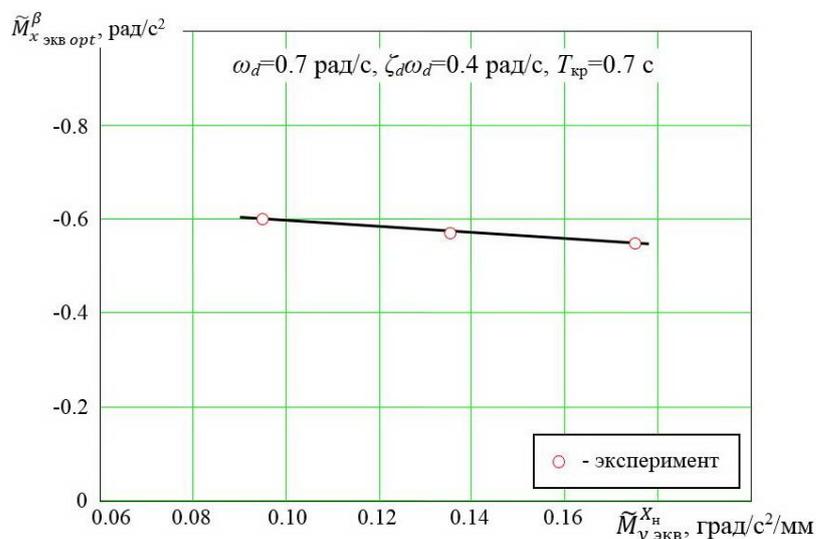


Рисунок 4.6 – Влияние чувствительности путевого управления $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ на оптимальные величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$

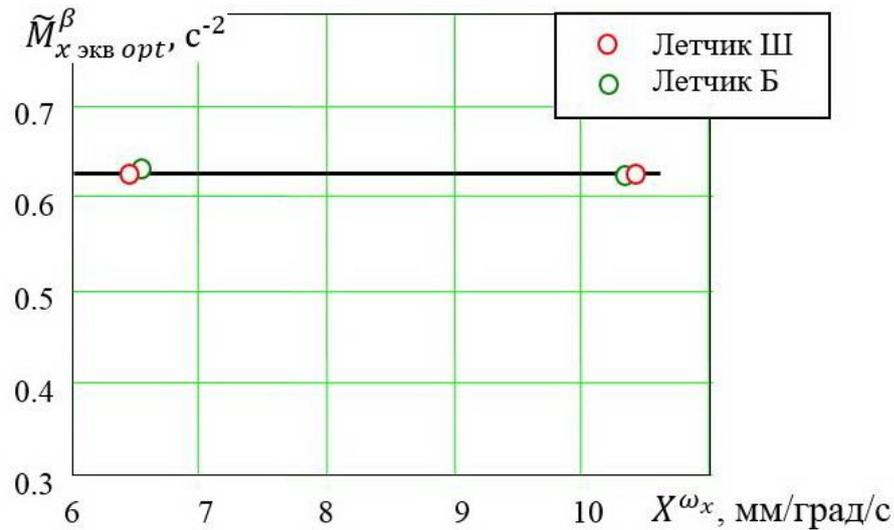


Рисунок 4.7 – Влияние чувствительности поперечного канала управления X^{ω_x} на оптимальные значения $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$

4.1.2 Влияние других характеристик боковой устойчивости и управляемости на выбор оптимального $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$

Для упрощения анализа и получения физической модели влияния $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$ на управляемость самолета, при моделировании на стенде принималось: $\bar{M}_{x \text{ экв}}^{\delta_n} = 0$, $\hat{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_x} = 0$, $\frac{g}{V} \hat{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_y} = 0$, что можно отнести за счет работы системы управления. Как будет показано ниже, принятые допущения не влияют на выбор оптимальных величин $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$.

Влияние параметра, определяющего влияние угловой скорости крена на движение рысканья. В уравнении движения (1.4) этот параметр имеет вид: $\hat{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_x}$. В случае, когда этот параметр не равен 0, изменение $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$ приводит к изменению частоты и демпфирования самолета по рысканию и крену. В экспериментах, для того, чтобы исключить это изменение при $\hat{M}_{x \text{ экв}}^{\beta} \neq 0$, частота, демпфирование и постоянная времени движения крена корректировались таким образом, чтобы сохранить их заданные в эксперименте значения.

На рисунке 4.8 показано, что влияние рассматриваемого параметра на оптимальные величины $\tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta$ пренебрежимо мало в диапазоне изменения этого параметра, характерном для режима захода на посадку.

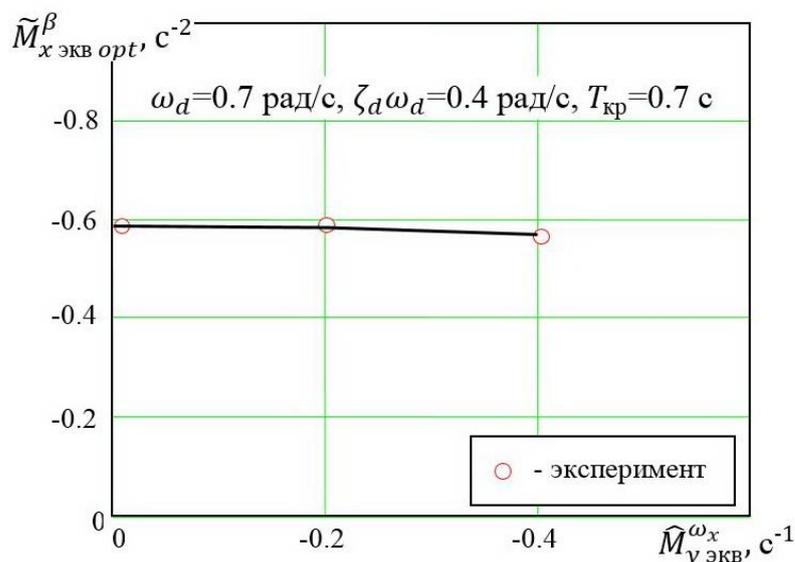


Рисунок 4.8 – Влияние параметра $\hat{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_x}$ на оптимальные значения $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$

Влияние момента по крену от педали. Наличие параметра $\bar{M}_{x \text{ экв}}^{\delta_n}$ приводит к тому, что при отклонении руля направления в первые моменты времени развивается обратная реакция по крену (рисунок 4.9). Для выяснения возможного влияния этого параметра на оптимальные величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ были проведены эксперименты, в которых параметр $\bar{M}_{x \text{ экв}}^{\delta_n}$ варьировался в довольно больших пределах – от 0 до $\bar{M}_{x \text{ экв}}^{\delta_n} = -0.11 \text{ с}^{-2}$ (такие величины $\bar{M}_{x \text{ экв}}^{\delta_n}$ на магистральных самолетах с автоматизацией, вообще говоря, не допускаются). Из рисунка 4.10, на котором представлены результаты проведенных экспериментов, видно, что параметр $\bar{M}_{x \text{ экв}}^{\delta_n}$ не влияет на выбор $\tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta$; его влияние приводит лишь к некоторому общему снижению оценок управляемости.

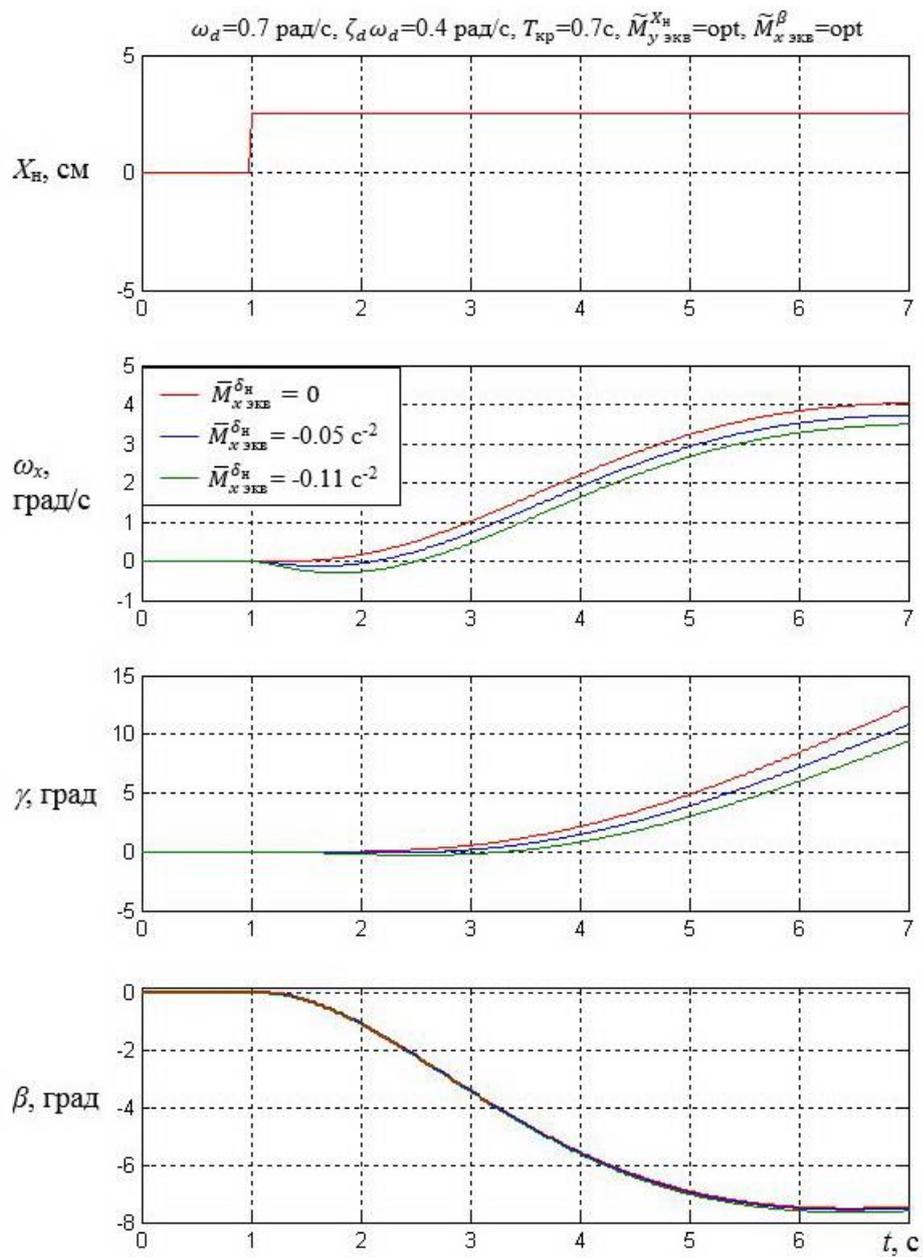


Рисунок 4.9 – Переходные процессы на дачу ноги для различных значений производной $\bar{M}_{x экв}^{\delta_H}$

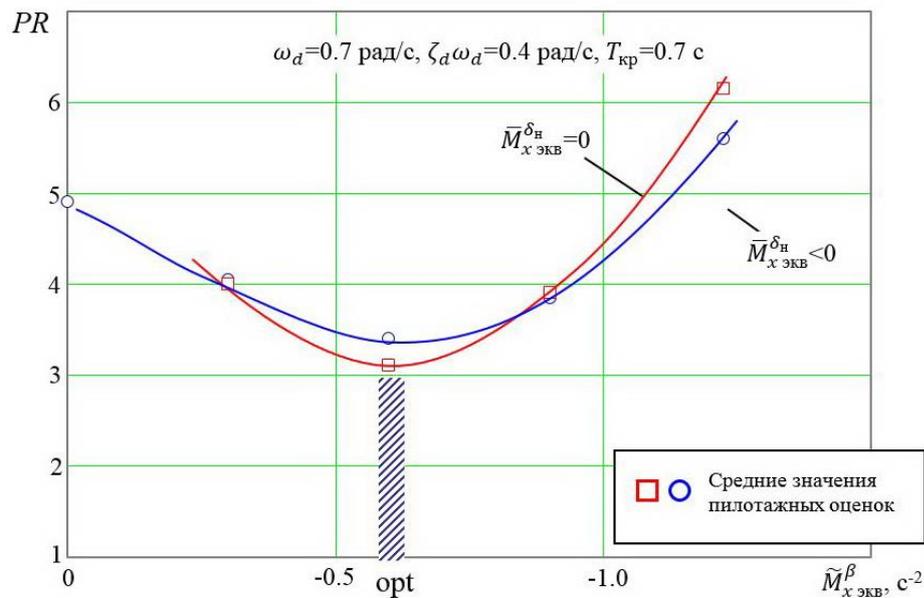


Рисунок 4.10 – Зависимости пилотажных оценок от параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ для двух значений производной $\bar{M}_{x \text{ экв}}^{\delta_n}$

Влияние параметра, определяющего влияние угла крена на движение рыскания. Учет параметра $\frac{g}{V} \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_y}$, определяющего влияние угла крена на движение рыскания, приводит к изменению переходных процессов по ω_x и y на отклонение руля направления, как это показано на рисунке 4.11. Из переходных процессов видно, что влияние этого параметра начинает сказываться не ранее, чем через 5-6 секунд после отклонения педалей. Однако, как это будет показано далее, в качестве оптимальной летчик выбирает такую величину $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, при которой определенное боковое ускорение самолета достигается примерно за 2-3 секунды после отклонения педалей. Это означает, что этот параметр не влияет на выбор оптимального $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. Этот вывод подтверждается также и экспериментальными данными, приведенными на рисунке 4.12, где показана зависимость пилотажных оценок от степени поперечной устойчивости $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ для различных значений параметра $\frac{g}{V} \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_y}$. Видно, что при изменении этого параметра в пределах от -0.1 до 0.1 оптимальная величина $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ не меняется; влияние этого параметра отражается только на уровне оценок летчика.

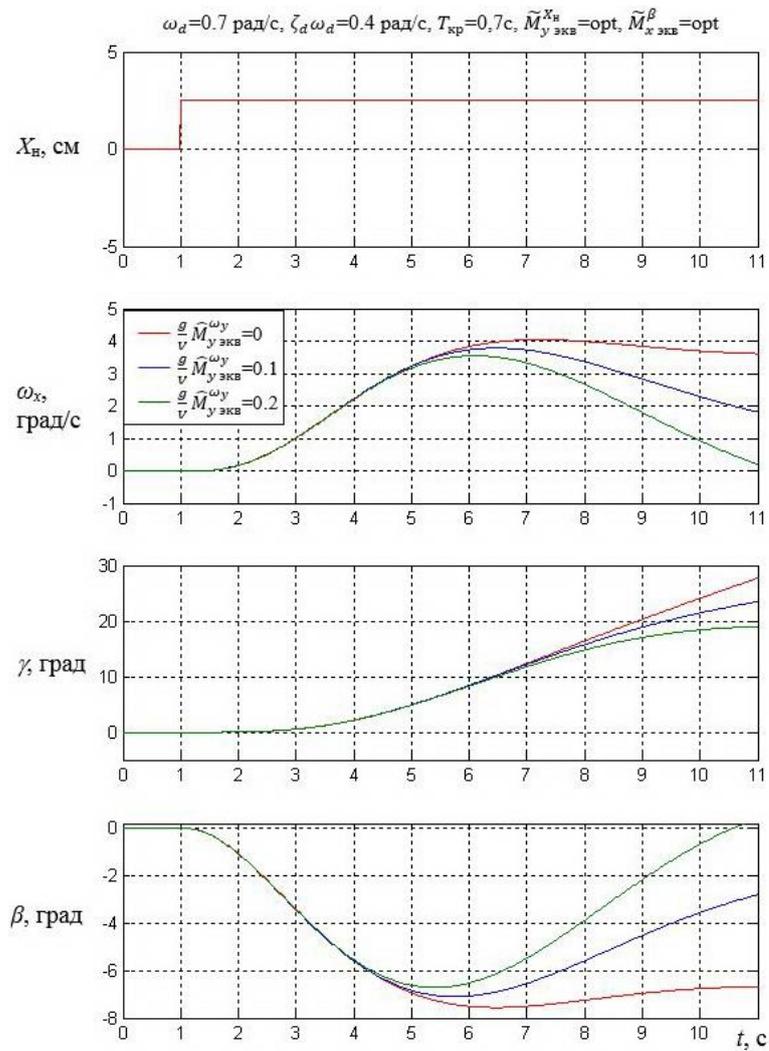


Рисунок 4.11 – Переходные процессы на отклонение руля направления для различных значений параметра $\frac{g}{V} \hat{M}_{y экв}^{\omega_y}$

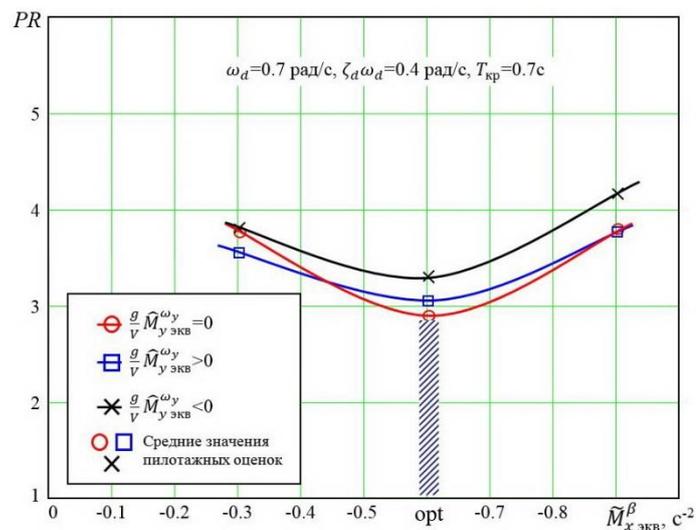


Рисунок 4.12 – Зависимости пилотажных оценок от параметра $\tilde{M}_{x экв}^\beta$ для различных значений $\frac{g}{V} \hat{M}_{y экв}^{\omega_y}$

4.1.3 Анализ влияния $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$

В данном разделе приводятся, для примера, развернутые комментарии (отзыв) летчика Широких В.П. и их анализ. Необходимо отметить, что комментарии данного летчика отражают мнения и других летчиков, принимавших участие в экспериментах.

Малые $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. Пилотирование с малыми $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ имеет, казалось бы, неоспоримое достоинство. Оно заключается в том, что при управлении педалями не развиваются крены, вызванные изменением угла скольжения.

Однако при нулевых и близких к нулевым $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ у меня возникали определённые проблемы: были посадки с опасным креном, посадки со значительными отклонениями от оси ВПП и большими значениями боковой скорости V_z , иногда отмечались колебания по курсу при развороте самолёта перед приземлением.

При малых и нулевых значениях $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ было ощущение исключения канала крена из управления. В процессе управления педалями появлялись неконтролируемые небольшие по величине крены (до 3°). Из-за них возникали боковые перемещения и посадки с креном. Приходилось уделять дополнительное внимание контролю крена. Крен, как правило, развивался с достаточно небольшой угловой скоростью, которую трудно было заметить без специального направления внимания. Крен возникал на различных этапах посадки и по различным причинам (случайные возмущения, неконтролируемые малые отклонения штурвала, появление иллюзий возникновения крена из-за значительных угловых скоростей по рысканию и пр.).

При величинах $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ существенно меньших оптимальных становилось трудно управлять боковой скоростью и боковыми перемещениями самолета. Это особенно проявлялось при исправлении боковых отклонений на высоте менее 5м над ВПП. При даче педали в сторону оси ВПП самолёт перемещался с непостоянной боковой скоростью. Сначала скорость возрастала, а затем уменьшалась чуть ли не до нулевой. Педаль была на упоре, а самолёт почти не

передвигался. Далее, при выходе самолёта на ось ВПП, возникали трудности с точной остановкой его над осью. Он, как правило, «перемахивал» ось. Всё это создавало впечатление недостатка эффективности путевого управления.

При выполнении разворота вблизи земли самолет начинало сносить по ветру с увеличением боковой скорости. Из-за этого я невольно тормозил или даже останавливал разворот самолёта по оси ВПП, а затем вновь доворачивал и т.д. В результате часто появлялись колебания самолёта по углу скольжения и посадки с ошибкой в курсе (самолёт оставался развёрнутым в сторону ветра) или посадки со сносом (сбоку от оси ВПП) и повышенной боковой скоростью. Все это, как правило, приводило к оценкам ниже первого уровня.

В целом чувствовалось отсутствие гармонии или гармоничной взаимосвязи между управлением креном, углом скольжения и боковыми перемещениями. Каждым каналом приходилось управлять как бы изолированно от другого.

Большие $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. При больших $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ при управлении педалями возникает проблема контроля движения крена, которое чрезмерно резко развивалось при развороте самолёта на ось ВПП. Было трудно своевременно и точно среагировать на резкое появление скорости крена. В результате, посадки выполнялись с небезопасным креном и развивалась «вредная» боковая скорость, которую хотелось компенсировать изменением β .

Большие $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ приводили к появлению тенденции к развитию РЮ по крену на частотах $\omega_d \geq 0.7$ и к РЮ по углу скольжения и крену на частотах $\omega_d \leq 0.5$. Кроме того, при очень больших $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на полную дачу педали развивался крен, который невозможно было компенсировать полной дачей штурвала.

Оптимальные $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. При таких величинах $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ обеспечивается наилучшая гармония между управлением педалями и штурвалом. При исправлении бокового отклонения вблизи поверхности ВПП при даче педали развивалась хорошо контролируемая угловая скорость крена. Этой скоростью крена можно было легко управлять с помощью штурвала, останавливая самолёт в нужном крене, ускоряя или замедляя движение самолёта к оси ВПП. Фактически, управление

креном сводилось к управлению угловой скоростью и скоростью бокового перемещения. Сам крен при этом контролировался для того, чтобы исключить его большие значения (более 3-4°).

Поведение самолёта как бы «подсказывало» в какую сторону и с каким темпом необходимо перемещать штурвал. Создавалось впечатление, что происходит прямое управление боковым перемещением, а не креном. Иногда это было настолько естественно и гармонично, что даже не замечалось мною.

При пилотировании с оптимальными $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ создавалось впечатление гармоничного и непосредственного управления боковой скоростью, без осознания того факта, что управляешь боком через крен. Так же всё боковое движение самолёта представлялось более гармоничным и демпфированным. Не отмечалось колебаний крена (как при больших $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$), колебаний угла скольжения (как при малых $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$).

Таким образом, при малых и нулевых $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ основные замечания летчика сводятся к наличию дисгармонии между креном и рысканием (наличие ощущения исключения канала крена из управления, наличие «эффекта обратной реакции по крену» на отклонение педали, и.т.п.), к трудности контролирования малых углов крена, трудности управления боковым перемещением самолета (ощущение недостатка эффективности управления боковым перемещением при достаточной эффективности управления угловым движением).

При больших $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ замечания летчиков сводятся, в основном, к повышенной чувствительности по крену на педаль, в склонности к раскачке по рысканию и крену, в нехватке эффективности по крену при больших отклонениях педалей.

При оптимальных значениях параметра $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ летчики отмечают гармоничность и высокую точность управления угловым и траекторным движениями самолета вблизи земли с хорошей предсказуемостью процессов и малой загруженностью.

4.2 Критерий для оценки оптимальных величин $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$

4.2.1 Анализ известных критериев

Для оценки взаимовлияния движений крена и рыскания в отечественных и зарубежных нормативных документах используются несколько критериев. Из зарубежных можно выделить следующие:

- критерий ω_γ/ω_d [21, 34];
- критерий «колебаний по крену» (“roll oscillation criteria”) [21, 34];
- критерий «ограничения скольжения» («sideslip excursion limitation») [21, 34];
- критерий γ/β [21, 34];

В отечественной литературе чаще всего используется параметр « χ » [5, 52].

Рассмотрим применимость перечисленных критериев для выбора оптимальной интенсивности взаимовлияния движения крена и рыскания, т.е. параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$.

Чаще всего в литературе и нормативных документах влияние взаимодействия поперечной и продольной динамики на управляемость оценивается с помощью параметра ω_γ/ω_d , γ/β , roll oscillation criteria и критерия «sideslip excursion limitation» [34]. Однако ни один из этих параметров и критериев не пригоден для выбора оптимальной величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. Остановимся на этом вопросе подробнее.

1. Критерий ω_γ/ω_d . Параметр ω_γ/ω_d – это отношение собственных частот ω_γ , и ω_d в числителе и знаменателе передаточной функции самолета «отклонение элеронов – крен»

$$\frac{\gamma}{\delta_\gamma} = \frac{K_\gamma \cdot (s^2 + 2\zeta_\gamma \omega_\gamma s + \omega_\gamma^2)}{(T_{\text{сп}}s + 1)(T_{\text{кр}}s + 1)(s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2)} \quad (4.1)$$

В данной работе считается, что спиральный корень равен нулю $\lambda_{\text{сп}} = 1/T_{\text{сп}} = 0$.

В этом случае вместо передаточной функции γ/δ_γ (4.1) обычно рассматривают

передаточную функцию «отклонение элеронов – скорость крена» ω_x/δ_β , которую можно записать в виде

$$\frac{\omega_x}{\delta_\beta} = \frac{\bar{M}_x^{\delta_\beta} \cdot (s^2 + 2\zeta_\gamma \omega_\gamma s + \omega_\gamma^2)}{(T_{кр} s + 1)(s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2)} \quad (4.2)$$

Рассматриваемые в этом разделе экспериментальные зависимости $PR(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$ получены для случая $\hat{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_x} = 0$, т.е. когда движение крена не влияет на движение скольжения. В этом случае передаточная функция (4.2) принимает вид:

$$\frac{\omega_x}{\delta_\beta} = \frac{1}{X^{\omega_x}(T_{кр} s + 1)} \quad (4.3)$$

Из сравнения (4.2) и (4.3) следует, что в проведенных экспериментах звенья второго порядка в числителе и знаменателе передаточной функции (4.2) были одинаковы, т.е. $\zeta_\gamma \omega_\gamma = \zeta_d \omega_d$, $\omega_\gamma = \omega_d$, а $\omega_\gamma/\omega_d = 1$. Таким образом, в случае $\hat{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_x} = 0$ параметр ω_γ/ω_d не зависит от величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, хотя, как это видно из экспериментальных данных на рисунке 4.1, влияние $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на управляемость в этом случае значительное. Следовательно, параметр ω_γ/ω_d нельзя использовать для выбора оптимальной величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$.

Критерий «колебаний по крену». Согласно этому критерию управляемость по крену оценивается с помощью двух параметров: параметра p_{osc}/p_{av} и фазы ψ_β . Параметр p_{osc}/p_{av} характеризует колебательность движения крена; он определяется по переходному процессу $\omega_x(t)$ по скорости крена при ступенчатом отклонении штурвала. Величина фазы ψ_β определяется по корневому годографу передаточной функции ω_x/δ_β . Способ определения этих параметров и их допустимые величины показаны на рисунке 4.13.

Для случая $\hat{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_x} = 0$ передаточная функция самолета по угловой скорости крена имеет вид (4.3). Как видно, в нее не входит параметр $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. Следовательно, в этом случае параметры p_{osc}/p_{av} и ψ_β не зависят от величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ ($p_{osc}/p_{av} = 0$, $\psi_\beta = \text{const}$). Из рисунка 4.14 видно, что согласно критерию все рассмотренные в

экспериментах конфигурации соответствуют Уровню 1, тогда как согласно эксперименту управляемость самолета зависит от величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ и при определенных ее величинах оценки выходят за пределы Уровня 1.

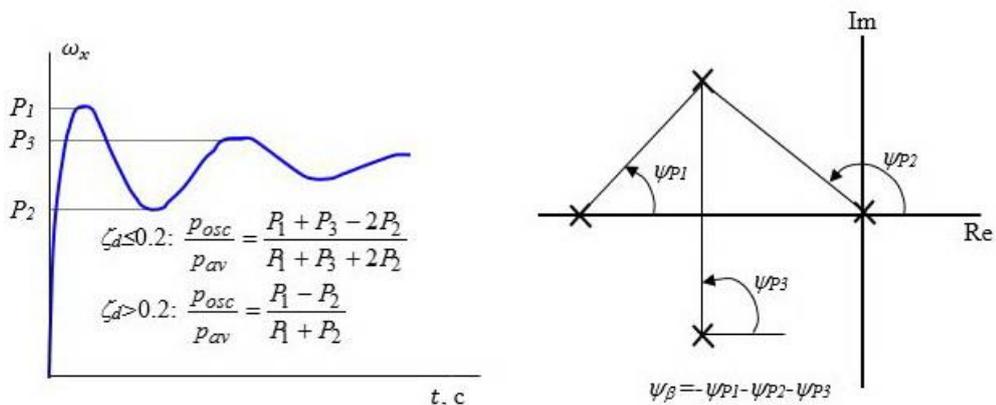
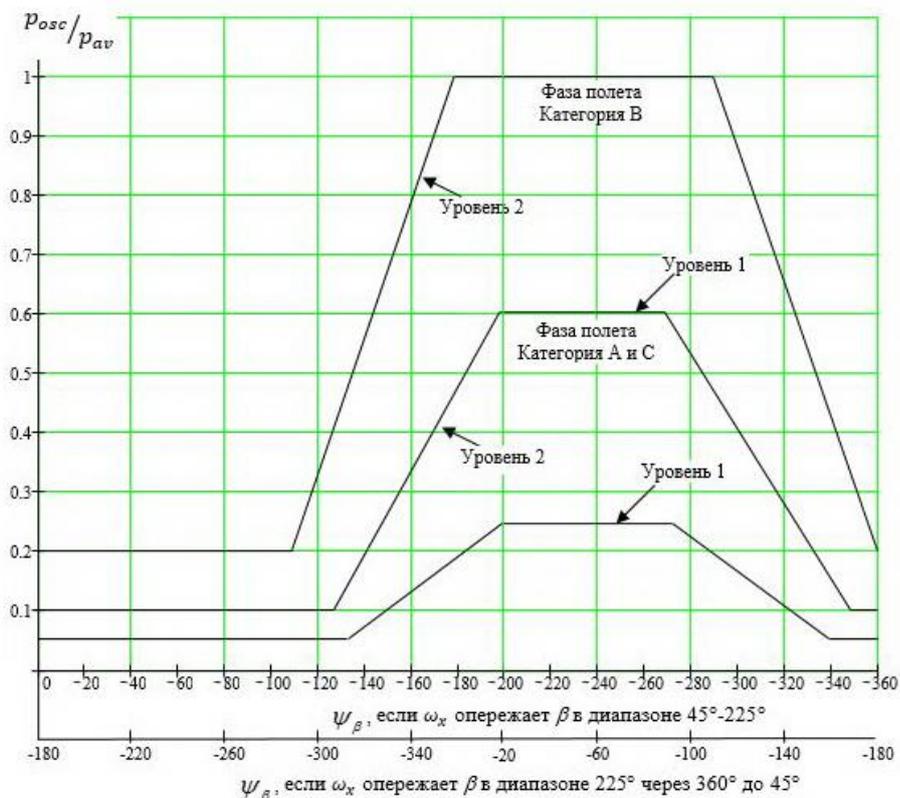


Рисунок 4.13 – Критерий «колебаний по крену» и метод определения параметров этого критерия

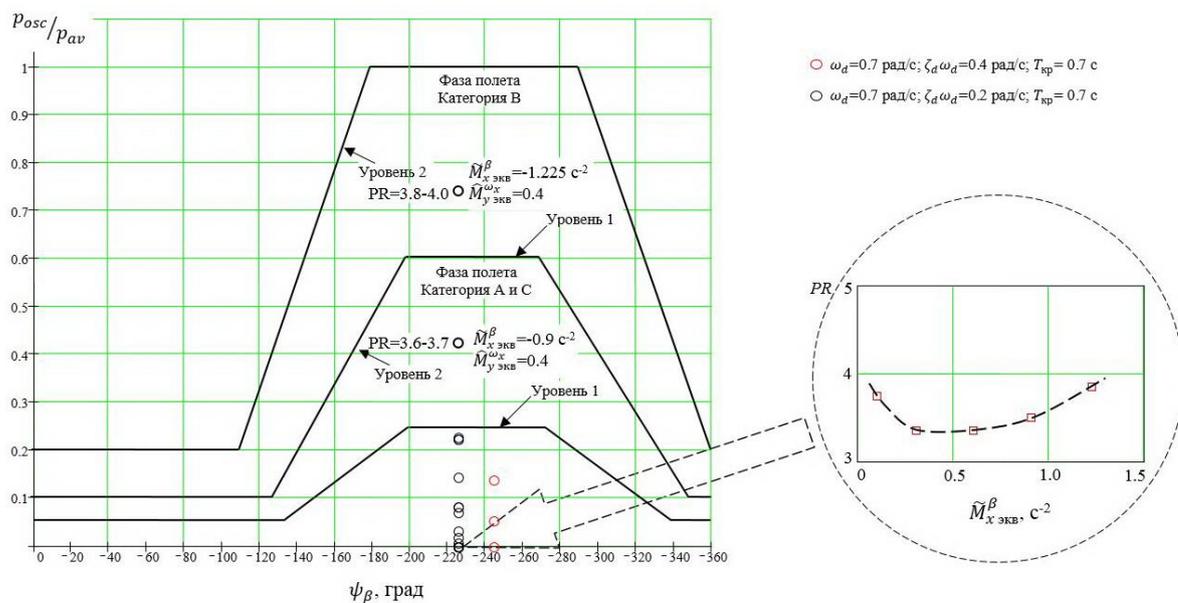


Рисунок 4.14 – Сравнение критерия «колебаний по крену» с экспериментальными данными

Таким образом, roll oscillation критерий не учитывает все те свойства самолета, которые влияют на выбор величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ и не пригоден для выбора этой характеристики.

Критерий «ограничения скольжения». Этот критерий устанавливает соотношение допустимых величин скольжений с требованиями к характеристикам крена. Согласно этому критерию боковая управляемость на ступенчатую дачу элеронов оценивается с помощью двух параметров: параметра β_{max}/K и фазы ψ_β (рисунок 4.15). Параметр K – это отношение «реализованной» при управлении характеристики крена к величине характеристики крена, определенной требованиями. Величина фазы ψ_β определяется точно так же, как и в roll oscillation criterion.

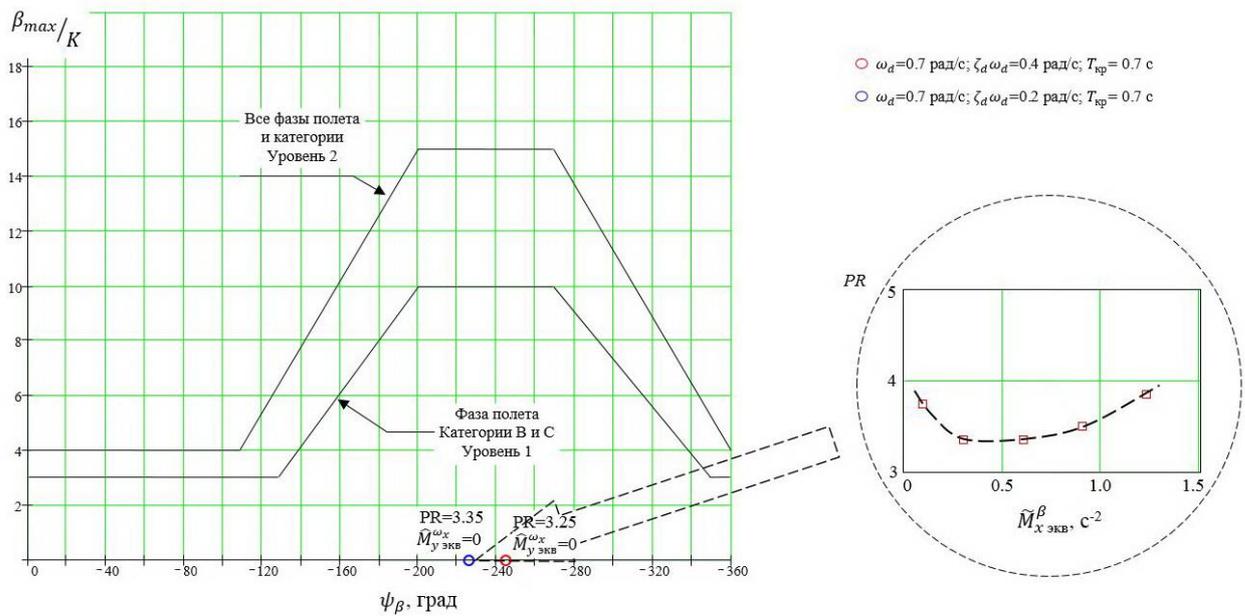


Рисунок 4.15 – Критерий “ограничения скольжения” и его сравнение с экспериментальными данными

Для случая $\hat{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_x} = 0$ при отклонении штурвала скольжение не развивается и поэтому $\beta_{max}/K = 0$ при любых величинах $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$. Как уже отмечалось, значение фазы ψ_{β} также не зависит от $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$. Поэтому по тем же причинам, которые были указаны при рассмотрении roll oscillation criteria, этот критерий также не применим для выбора оптимальной величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$. Этот критерий, также как и параметр ω_{γ}/ω_d и roll oscillation criterion, позволяет оценивать влияние степени взаимодействия поперечной и путевой динамики на управляемость при управлении штурвалом, а не при управлении педалями.

Критерии γ/β и χ : В отличие от рассмотренных выше, критерий γ/β и χ – критерий создавались именно для оценки влияния движения рыскания на движение крена. В качественном отношении эти критерии примерно одинаковы, т.к. и тот и другой используют как меру степени взаимодействия движений крена и рыскания. Однако о возможности использования этого параметра для выбора оптимальных или допустимых характеристик самолета, ни в нормативных документах, ни в литературе ничего не говорится. По-видимому, это связано с тем, что экспериментальные данные, необходимые для оценки возможности использования

параметра γ/β в качестве критерия управляемости, ранее отсутствовали. Полученные в настоящей работе данные позволяют провести такую оценку.

На рисунке 4.16 приведены зависимости оценок летчика от параметра γ/β . Они построены по экспериментальным зависимостям $PR(\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta})$ (рисунок 4.1), полученным при различных величинах ω_d , ζ_d , $T_{\text{кр}}$. Величина γ/β определялась как отношение амплитуд огибающих угла крена и скольжения колебательной составляющей бокового движения в любой момент времени при импульсном отклонении педалей.

Из рисунка 4.16 видно, что для каждой динамической конфигурации существует оптимальное значение $\gamma/\beta_{\text{opt}}$, соответствующее наилучшей оценке летчика. Однако величины $\gamma/\beta_{\text{opt}}$ для различных динамических характеристик самолета не одинаковы, разброс величин $\gamma/\beta_{\text{opt}}$ довольно велик. Рекомендуемый в Нормативных документах диапазон изменения χ – от 0.3 до 1.5 – может привести к выбору таких $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$, которые отличаются от оптимального в 5 раз, что, как показывают проведенные эксперименты, недопустимо.

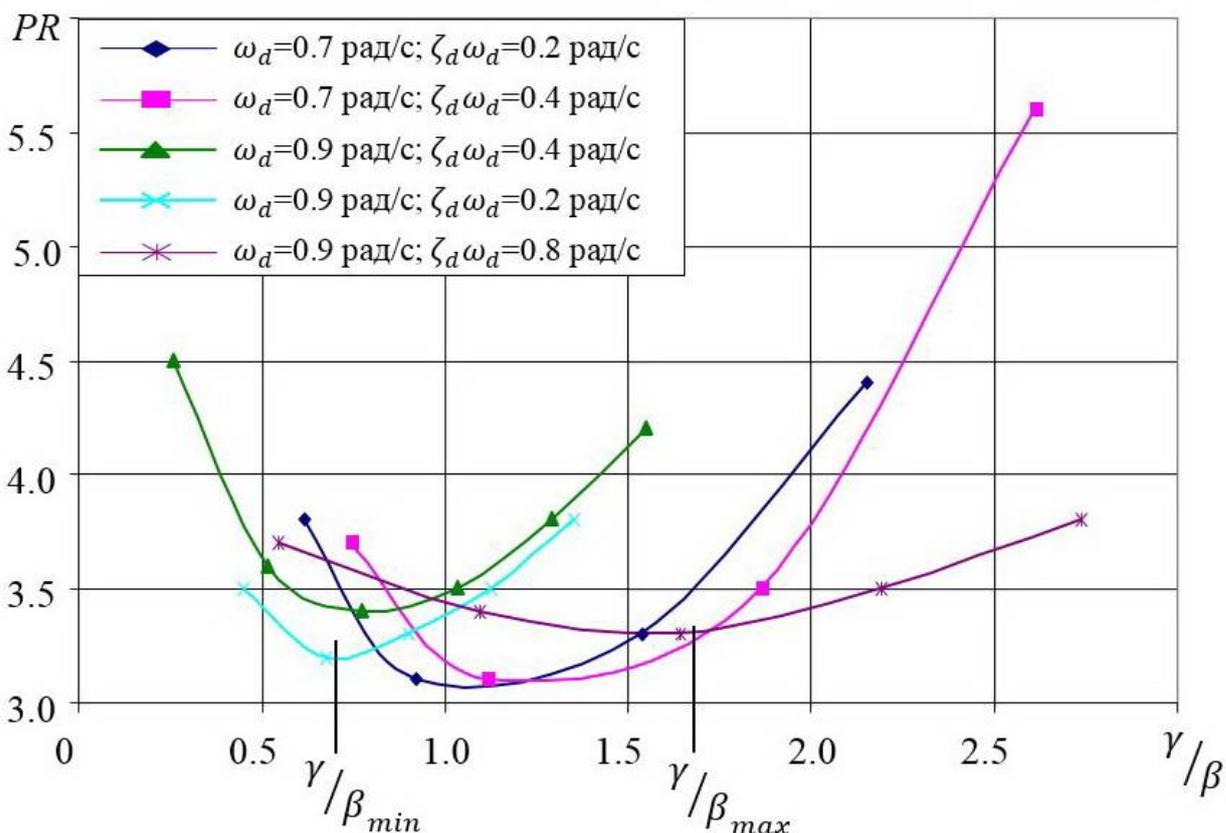


Рисунок 4.16 – Разбросы по критерию γ/β_{opt}

Кроме того, использование этих критериев сильно затруднено, т.к. наличие на современных самолетах сложных систем управления значительным образом искажает переходные процессы, по которым производится оценка величин χ и γ/β .

По этим причинам параметры γ/β и χ не могут являться критерием для выбора оптимальных значений $\tilde{M}_{\chi_{экв}}^{\beta}$.

4.2.2 Модель оценки летчиком влияния $\tilde{M}_{\chi_{экв}}^{\beta}$ на управляемость

Для выяснения причин влияния $\tilde{M}_{\chi_{экв}}^{\beta}$ на управляемость рассмотрим блок-схему управления самолета педалями, показанную на рисунке 4.17. Отклоняя педали, летчик одновременно контролирует угловое движение и линейное перемещение самолета. Для ответа на вопрос, какой из этих контуров является определяющим для летчика при выборе оптимальных величин $\tilde{M}_{\chi_{экв}}^{\beta}$, была рассмотрена модельная задача “прыгающий курс”, когда летчик управляет только

угловым движением самолета. В этой задаче летчику необходимо было как можно быстрее выходить на заданные углы рысканья $\pm 6^\circ$ и затем выдерживать их. Задаваемые углы рыскания изменялись по ступенчатому закону через каждые 20 с. На экране визуализации воспроизводилось только угловое движение самолета (рыскание и крен), боковое перемещение самолета на экране не воспроизводилось.

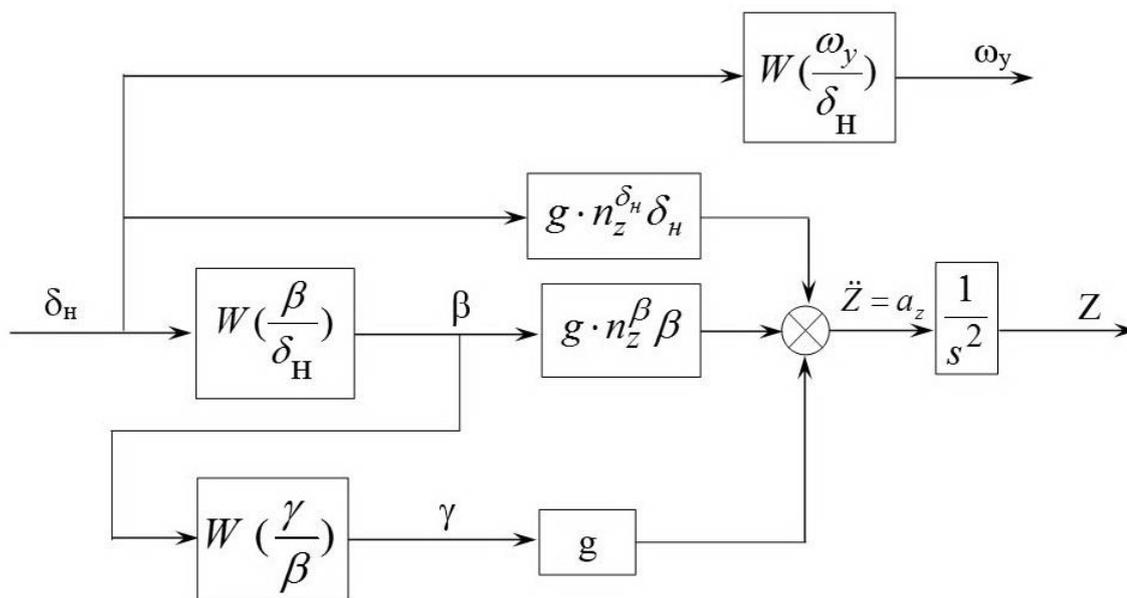


Рисунок 4.17 – Блок-схема управления самолета педалями

Полученные в этих экспериментах зависимости $PR(\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^\beta)$ приведены на рисунке 4.18. Видно, что эти зависимости (рисунок 4.18б) отличаются от зависимостей $PR(\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^\beta)$, приведенных на рисунке 4.18а для полной задачи пилотирования при выполнении задачи “прыгающая” полоса (когда летчику необходимо было управлять не только угловым движением, но и боковыми перемещениями самолета) тем, что они не имеют минимума при $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^\beta \neq 0$. Это означает, что при выборе летчиком оптимальной величины $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^\beta$ важное значение имеет контур управления боковым перемещением самолета.

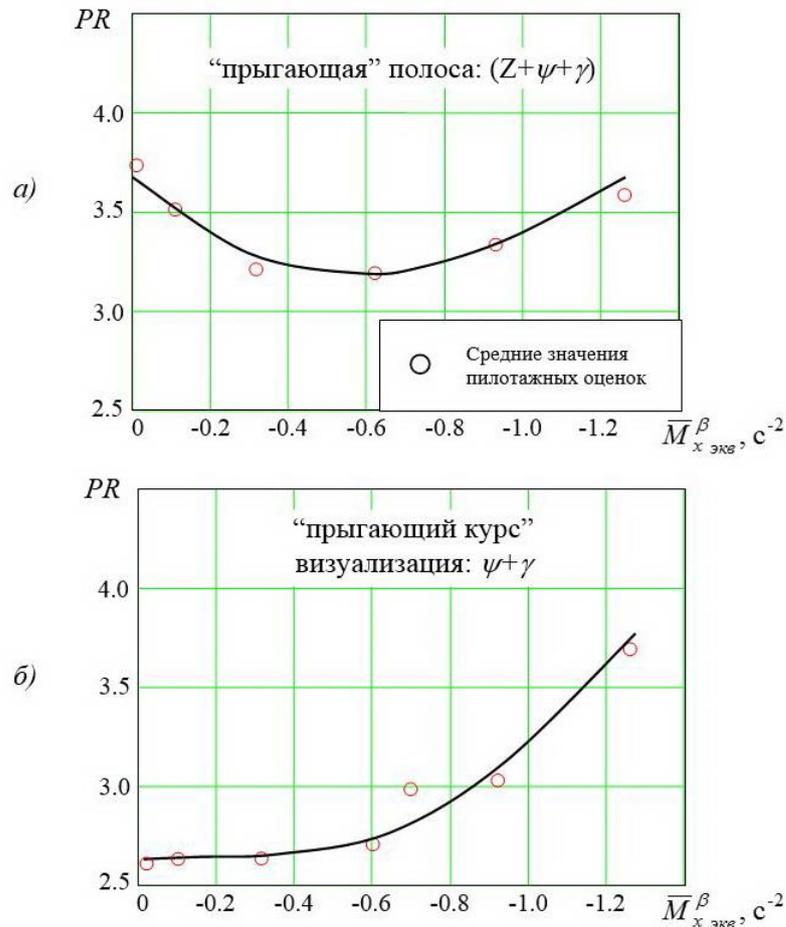


Рисунок 4.18 – Зависимости оценки летчика от параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ при выполнении модельной задачи “прыгающий курс” и полной задачи “прыгающая полоса”

Как следует из рисунка 4.17, боковое ускорение $\ddot{Z} = a_z$ от отклонения педалей возникает как за счет боковой перегрузки n_z , так и за счет угла крена γ , который развивается из-за угла скольжения (обычно, ввиду малости, вкладом от руля направления в линейные боковые перемещения $n_z^{\delta_n} \delta_n$ пренебрегают). Учитывая тот факт, что боковое ускорение от педалей пропорционально боковому ускорению от угла скольжения, вопрос об оптимальной чувствительности по боковому ускорению при отклонении педалей сводится к вопросу об оптимальной чувствительности бокового ускорения от угла скольжения.

Изменение бокового ускорения от угла скольжения в операторной форме можно описать следующим уравнением:

$$W_{\frac{a_z}{\beta}} = g \left(n_z^\beta + W_{\gamma/\beta} \right). \quad (4.4)$$

Анализ записей переходных процессов при выполнении задачи «прыгающая полоса» вблизи земли (рисунок 4.19) показывает, что для устранения бокового смещения самолета относительно оси ВПП во всех случаях летчик сначала отклоняет педали, а отклонять штурвал для компенсации возникающего момента крена от угла скольжения начинает лишь через некоторый промежуток времени ($t_{зан}$). Это позволяет рассматривать функцию (4.4) для оценки оптимальной величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ при неподвижном штурвале.

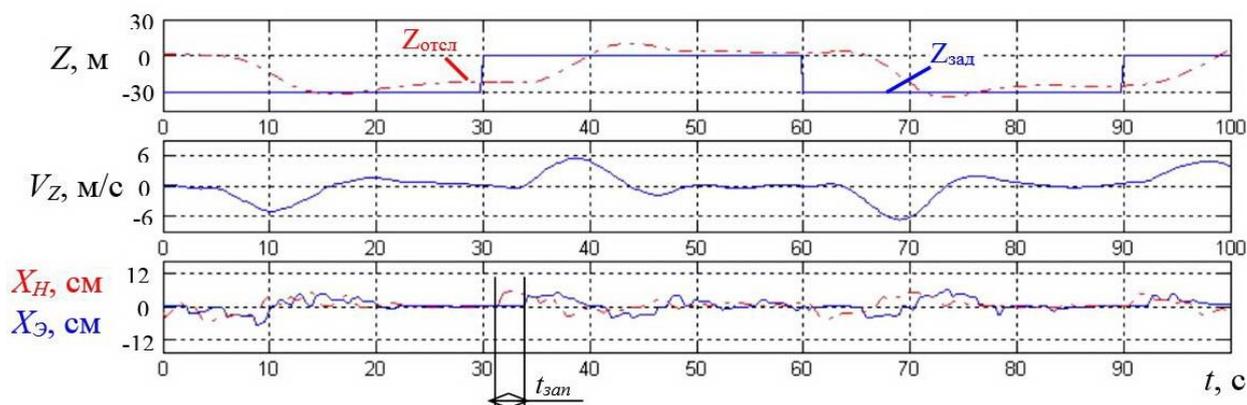


Рисунок 4.19 – Переходные процессы при выполнении задачи «прыгающая полоса»

Приведены зависимости промежутка времени между началом отклонения педалей и началом отклонения штурвала от величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ и соответствующие им пилотажные оценки (рисунок 4.20). Эти данные дают основание предположить, что летчик выбирает в качестве оптимальных такие величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, при которых определенное боковое ускорение самолета достигается за некоторое определенное время: летчику не нравится ни слишком медленный, ни слишком быстрый темп нарастания ускорений при отклонении педалей.

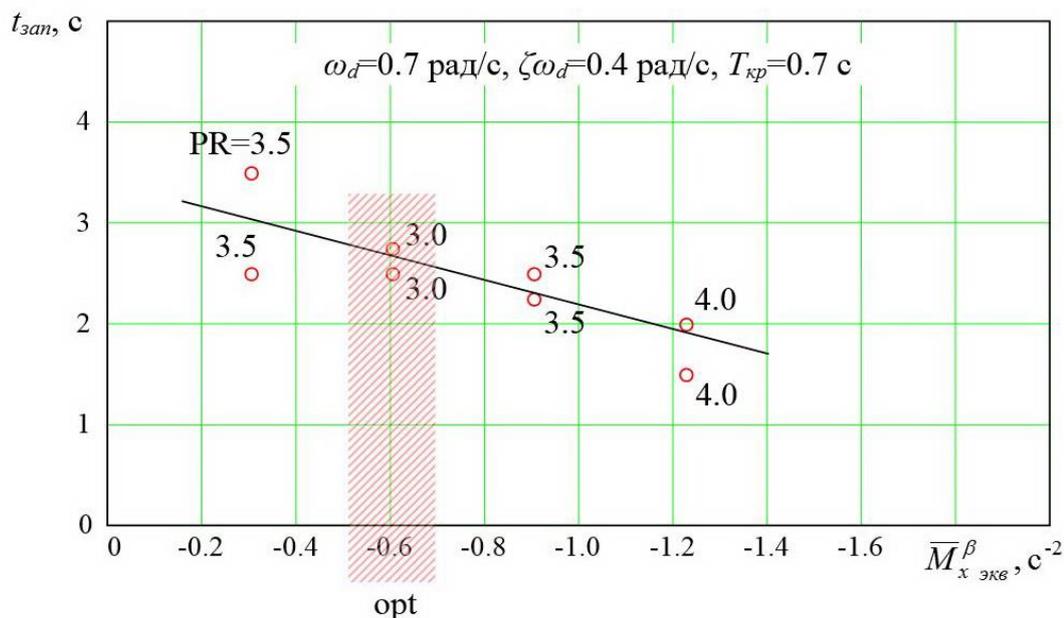


Рисунок 4.20 – Зависимости промежутка времени между началом отклонения педалей и штурвала от величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$

4.2.3 Предлагаемый критерий

Предлагаемый критерий, по существу, представляет собой обобщение описанных выше наблюдений. Сущность этого критерия состоит в том, что в качестве оптимальной величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ летчик выбирает такое ее значение $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta \text{ opt}$, при котором значение амплитудно-частотной характеристики самолета «боковое ускорение-скольжение» на определенной частоте ω_* для любых динамических характеристик самолета остается одинаковым. Математически (в предположении, что вклад от руля направления и углового движения самолета в линейное боковое ускорение мал) его можно записать в следующем виде:

$$g \left| n_z^\beta + W_{\gamma/\beta} \left(j\omega_*, \tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta \text{ opt} \right) \right| = B, \quad (4.5)$$

где $B = \text{const}$.

Когда движение по крену описывается уравнением изолированного движения крена

$$W_{\gamma/\beta} = \frac{\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta \cdot T_{кр}}{p(T_{кр}p + 1)}, \quad (4.6)$$

имеем:

$$\tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^{\beta} = n_z^{\beta} \omega_*^2 - \frac{1}{T_{кр}} \sqrt{\frac{B^2}{g^2} \omega_*^2 (1 + T_{кр}^2 \omega_*^2) - n_z^{\beta 2} \omega_*^2}. \quad (4.7)$$

В качестве характерной частоты примем такую ее величину, которая используется в критерии для определения оптимальной чувствительности управления в путевом канале (см. Главу 3), т.е. $\omega_* = 0.55\omega_d$. Основанием для этого может являться тот факт, что летчик при управлении педалями одновременно управляет и угловыми и линейными перемещениями самолета.

Константу B/g можно выбрать из условия наилучшего совпадения экспериментальных и расчетных данных (рисунок 4.21). Выбранная таким образом величина B/g составляет 1.0 1/с.

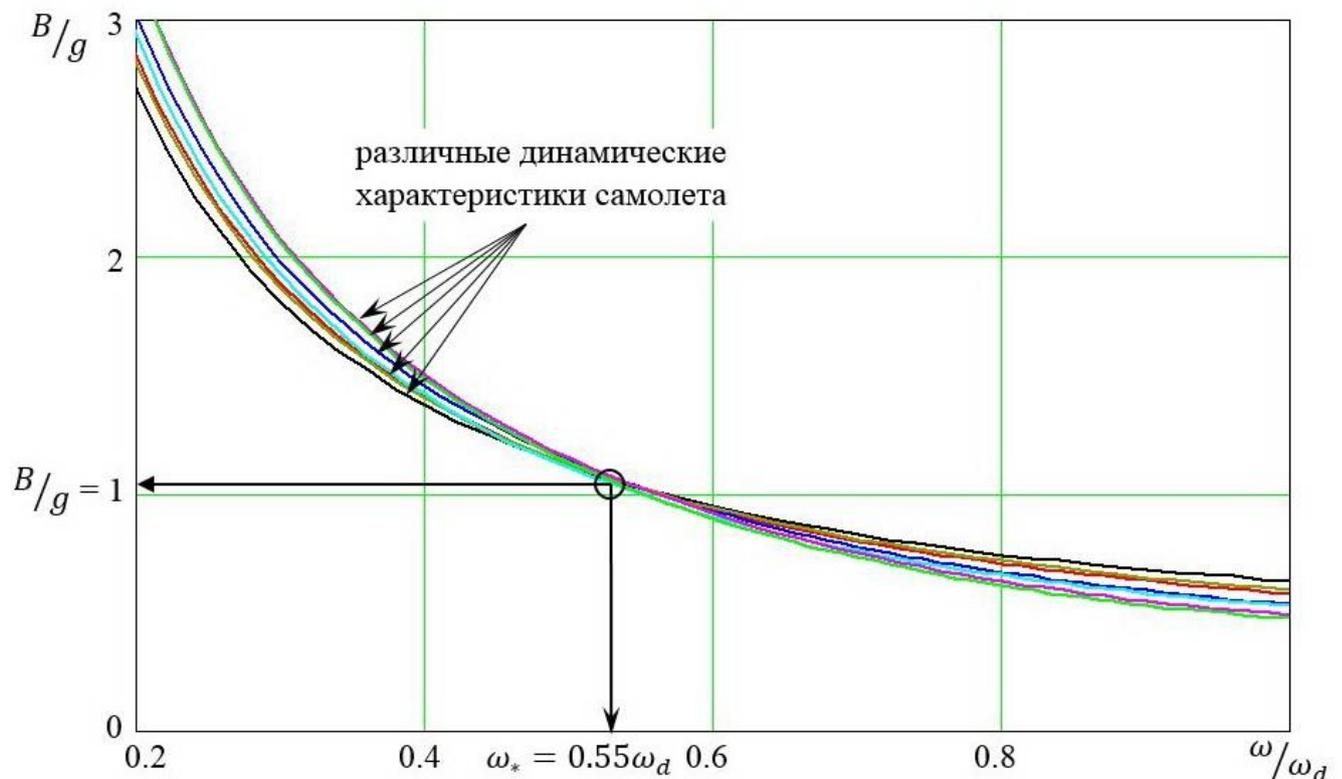


Рисунок 4.21 – Амплитудная характеристика критерия (4.5), построенная для различных динамических характеристик самолета в боковом канале управления $(\omega_d, \zeta_d \omega_d, T_{кр}, n_z^{\beta})$ при оптимальной величине $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^{\beta}$

На рисунках 4.2-4.3 дается сравнение рассчитанных по критерию (обозначенных на рисунках линиями) и экспериментальных зависимостей оптимальных значений $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^{\beta}$ от собственной частоты ω_d , постоянной времени

крена $T_{кр}$ и параметра n_z^β . Видно, что в целом расчетные данные хорошо согласуются с экспериментальными. Некоторое расхождение между расчетными и экспериментальными данными, во-первых, может быть обусловлено тем, что с целью упрощения математических формулировок критерия мы пренебрегли вкладом в линейные ускорения составляющей от $n_z^{\delta_n}$ и от углового движения из-за выноса летчика. Во-вторых, это расхождение не является значительным: из рисунков 4.2-4.3 видно, что это расхождение вызывает изменение оценок не более, чем на 0.1 балла. Это говорит о достаточно высокой эффективности предложенного критерия.

Эффективность критерия подтверждают и зависимости $\tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta(\zeta_d \omega_d)$, приведенные на рисунке 4.3. Как видно из этих данных и формулы (4.7), оптимальные величины $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^\beta$ практически не зависят от демпфирования.

Следует отметить, что на взлетно-посадочных режимах полета диапазон изменения параметров n_z^β , $n_z^{\delta_n}$ и выноса летчика для различных транспортных самолетов примерно одинаков и очень узок. По крайней мере, он не оказывает заметного влияния на изменение оптимальных величин $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^\beta$. В связи с этим, из критерия (4.5) можно получить более простой критерий:

$$\left[\frac{\gamma}{\beta} (j\omega_*, \tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta) \right] = D = \text{const}, \quad (4.8)$$

где $D=1$.

Отсюда имеем:

$$\tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta = -\frac{0.55\omega_d}{T_{кр}} \sqrt{1 + 0.3\omega_d^2 T_{кр}^2}, \quad (4.9)$$

где $\omega_* = 0.55\omega_d$.

Как показывают расчеты по критерию (4.8), при оптимальных значениях параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^\beta$ соотношение $\left| \frac{\gamma}{\beta} \right|_{\omega_*}$ примерно равно 1 и не зависит от динамических характеристик самолета. То есть, при вынужденных колебаниях самолета, вызванных синусоидальными отклонениями педалей с частотой ω_* ,

соотношение амплитуд крена и скольжения при $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta = \tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta$ должно быть одинаковым независимо от собственной частоты ω_d , демпфирования $\zeta_d \omega_d$ и постоянной времени крена $T_{кр}$.

Все данные, представленные на рисунках 4.1 – 4.3 демонстрируют хорошее совпадение экспериментальных и рассчитанных согласно разработанному критерию данных.

4.3 Выводы к Главе 4

1) Проведенный анализ существующих критериев взаимосвязи движений рыскания и крена показал их неэффективность при оценке оптимальных величин $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$.

2) На пилотажном стенде получена база экспериментальных данных по влиянию основных параметров, определяющих взаимодействие движений рыскания и крена на управляемость при различных величинах характеристик боковой управляемости и в различных условиях посадки.

3) Показано, что существует оптимальная величина $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ не равная 0, при которой обеспечивается наилучшая гармония между путевой и поперечной динамикой. Оптимальная величина $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ значительно зависит от собственной частоты и постоянной времени крена. Изменение величин демпфирования путевого движения и параметра n_z^β в диапазоне, характерном для взлетно-посадочных режимов полета, и чувствительности путевого и поперечного управления в окрестности их оптимальных величин не оказывает существенного влияния на оптимальные величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$.

4) На основании полученных данных предложен критерий для выбора оптимальных величин $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$. Результаты расчетов по предложенному критерию хорошо согласуются со всеми полученными экспериментальными данными.

5 Оценка применимости разработанных критериев к выбору характеристик путевой управляемости современного высокоавтоматизированного магистрального самолета

Математические выражения критериев, разработанных в данной работе, записаны в обобщенных параметрах. Такое представление критериев, как и многих других критериев управляемости [5, 9, 21,], позволяет выявить их физическую сущность этих критериев и определить круг основных факторов, влияющих на выбор характеристик управляемости. Однако применение этих критериев на практике может вызвать определенные трудности, т.к. динамика высокоавтоматизированного самолета описывается уравнениями более высокого, чем второй, порядка. В данном разделе продемонстрированы некоторые способы использования на практике, а также эффективность этих критериев применительно к современному высокоавтоматизированному самолету МС-21-300.

5.1 Обеспечение удовлетворительных динамических характеристик

Во всех имеющихся нормативных документах требования к динамическим характеристикам обычно предъявляются с точки зрения обеспечения достаточного быстродействия в канале управления самолета. Однако, как показано в Главе 2, слишком высокое быстродействие может стать причиной появления так называемой «резкой реакции» (РР) на действия летчика. Согласно разработанному РР – критерию (Глава 2), ухудшение путевой управляемости самолета из-за резкой реакции определяется величиной некоторого параметра λ : если $\lambda > 2.7$, то при управлении педалями на режимах посадки возможно возникновение РР.

Если описать динамику путевого движения эквивалентным звеном второго порядка, то параметр λ можно приближенно оценить по следующей формуле

$$\lambda = \frac{(l-l_{my})}{g} \sqrt{\frac{\omega_d^2 + 2\zeta_d \omega_d \cdot \omega_d \cdot \frac{\tilde{M}_y^{X_H}}{M_y^{X_H^*}} + \omega_d^2 \cdot T_{прн} \cdot \omega_d \cdot \frac{\tilde{M}_y^{X_H}}{M_y^{X_H^*}}}{1 + 2\zeta_d \omega_d \cdot T_{прн} + \omega_d \cdot \frac{\tilde{M}_y^{X_H}}{M_y^{X_H^*}} \cdot T_{прн}}}, \quad (5.1)$$

где $\tilde{M}_y^{X_H^*}$ - константа, принятая равной 0.066 град/с²/мм.

Из выражения (5.1) видно, что влияние на РР собственной частоты ω_d , и демпфирования $\zeta_d \omega_d$ не только взаимосвязано, но и сложным образом зависит от положения летчика относительно мгновенного центра ускорений $(l - l_{мцу})$, чувствительности путевого управления $\tilde{M}_{у экв}^{X_n}$ и постоянной времени префильтра $T_{пр н}$.

Причины и механизм влияния динамических характеристик путевого канала управления на возникновение РР достаточно подробно анализируются в Главе 2.

Согласно экспериментальным данным, наилучшая управляемость достигается тогда, когда одновременно выполняются три условия: (1) достигается максимально быстрая реакция самолета на отклонение педалей, (2) отсутствует РР и (3) в переходных процессах на отклонение педали нет большого перерегулирования. Первое и второе условие сводятся к тому, что характеристики самолета должны находиться на границе появления РР, т.е. должны удовлетворять условию $\lambda=2.7$. Быстродействие и перерегулирование в разных точках $[\omega_d, \zeta_d \omega_d]$ на этой границе различно. При этом с ростом быстродействия увеличивается и перерегулирование. Поэтому наилучшей с точки зрения оценок управляемости является такая динамика, при которой выполняется условие $\lambda=2.7$ и обеспечивается компромисс между максимальным быстродействием и перерегулированием. По экспериментальным данным приемлемое перерегулирование составляет 10-20%.

В соответствии с выражением (5.1), для проведения оценки и выбора динамических характеристик самолета исходными данными являются:

- расстояние от места расположения летчика до мгновенного центра ускорений $(l - l_{мцу})$,
- величины собственной частоты ω_d и демпфирования $\zeta_d \omega_d$ движения рыскания,
- величина чувствительности управления $\tilde{M}_{у экв}^{X_n}$,
- значение постоянной времени префильтра $T_{пр н}$ в системе путевого канала управления.

Расчет для самолета МС-21-300.

Для идентификации величин собственной частоты ω_d и демпфирования $\zeta_d \omega_d$ путевого движения самолета МС-21-300 можно использовать метод «эквивалентных систем» [22], принятый в некоторых нормативных документах и часто используемый на практике. Сущность этого метода состоит в аппроксимации движения самолета с системой управления звеном более низкого порядка. Например, для путевого канала управления:

$$\frac{\beta}{X_n} = \frac{K_\beta \cdot e^{-s\tau}}{s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2}. \quad (5.2)$$

На рисунке 5.1 представлены переходные процессы на дачу ступенчатого сигнала по рулю направления для характеристик МС-21-300, соответствующих режиму захода на посадку. Там же приведена расчетная аппроксимация этих переходных процессов звеном второго порядка согласно функции (5.2). Необходимо отметить, что при проведении расчетов префильтры в СУ управления не учитывались, т.е. принималось, что $T_{прн}=0$.

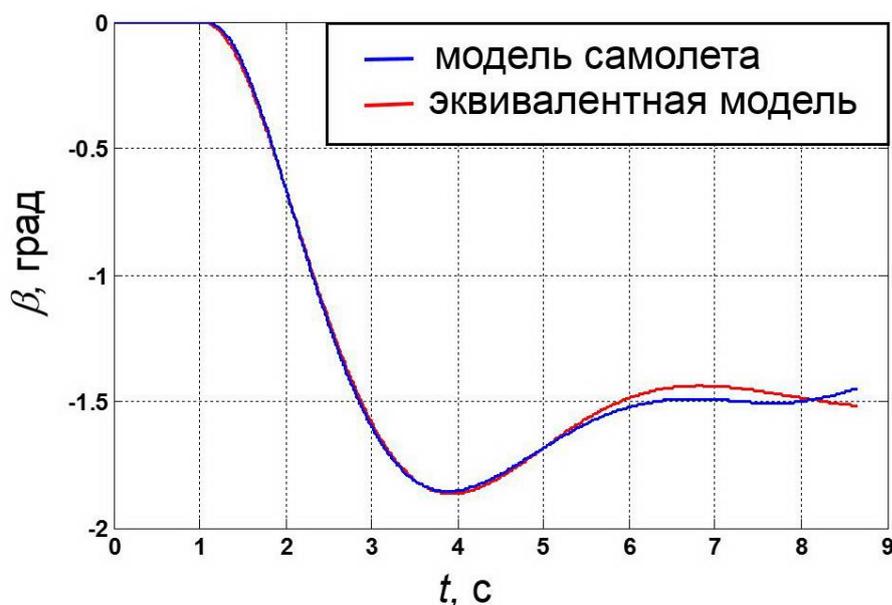


Рисунок 5.1 – Сравнение переходных процессов «эквивалентной» и полной системы управления МС-21-300

Хорошее совпадение (вплоть до 5 секунды) переходных процессов, соответствующих эквивалентной и полной системе самолет+СУУ (рисунок 5.1), дает основание принять в качестве собственной частоты и демпфирования путевого канала МС-21-300 следующие их величины:

$$\omega_d = 1.2 \text{ рад/с}, \quad \zeta_d \omega_d = 0.5 \text{ рад/с}.$$

Согласно схеме конструкции самолета, величина выноса летчика относительно ц.м. самолета составляет $l = 14.5$ м.

Расстояние от ц.м. до мгновенного центра ускорений можно приближенно оценить по следующей формуле:

$$l_{\text{мцу}} \approx -\frac{n_z^{\delta_H}}{\bar{M}_y^{\delta_H}} \cdot g. \quad (5.3)$$

С учетом того, что $n_z^{\delta_H} = -0.166$ и $\bar{M}_y^{\delta_H} = -0.434 \text{ с}^{-2}$, величина выноса летчика от мгновенного центра ускорений составляет $l - l_{\text{мцу}} = 18.0$ м.

Величина чувствительности управления была выбрана летчиками равной $\tilde{M}_{y_{\text{экв}}}^{X_H} = 0.12 \text{ град/с}^2/\text{мм}$.

Согласно формуле (5.1), для таких величин ω_d , $\zeta_d \omega_d$, $l - l_{\text{мцу}}$, величина λ при $T_{\text{прн}} = 0$ составляет $\lambda = 3.4$, что соответствует тенденции самолета МС-21-300 к резкой реакции в путевом канале управления (рисунок 5.2).

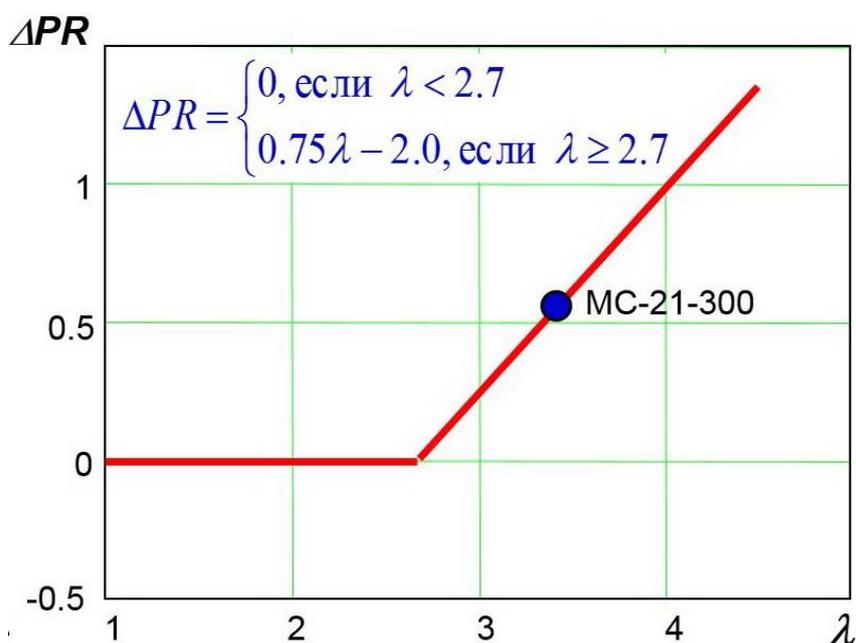


Рисунок 5.2 – Расчет параметра λ для самолета МС-21-300, соответствующий тенденции самолета к резкой реакции

Как видно из (5.1) коррекцию РР можно провести либо за счет увеличения постоянной времени префильтра $T_{\text{прн}}$, либо за счет изменения (уменьшения)

чувствительности управления в путевом канале $\tilde{M}_{y_{\text{экв}}}^{X_H}$. Наиболее эффективным способом уменьшения λ , как это было отмечено ранее, является увеличение постоянной времени префилтра в системе управления. Механизм влияния префилтра на РР поясняют переходные процессы и частотные характеристики, представленные на рисунке 2.17. Из них видно, что увеличение постоянной времени приводит к уменьшению первоначального пика и к снижению чувствительности самолета по перегрузке на высоких частотах. Однако при больших величинах $T_{\text{пр н}}$ может наступить ухудшение управляемости из-за увеличения запаздывания в контуре управления. Поэтому величину $T_{\text{пр н}}$ необходимо выбирать при строгом соблюдении условия $\lambda=2.7$ с.

Устранение РР за счет снижения чувствительности управления допустимо только в случае, если другие способы подавления РР исчерпаны или отсутствуют. Дело в том, что уменьшение чувствительности от ее оптимального значения приводит к ухудшению оценок летчика и снижению качества пилотирования.

Как показывает расчет в соответствии с выражением (5.1), выполнение условия $\lambda=2.7$ достигается при $T_{\text{пр н}}=0.3$ с. Необходимо отметить, что именно такая величина постоянной времени префилтра была принята в системе управления самолета МС-21-300.

5.2 Обеспечение оптимальной взаимосвязи движений рыскания и крена

Параметром, определяющим взаимодействие движений рыскания и крена, является степень поперечной статической устойчивости \bar{M}_x^β . Для современных самолетов с V-образным крылом и двигателями на пилонах эта величина довольно большая. Так, для самолета МС-21-300 на режиме захода на посадку она составляет $\bar{M}_x^\beta = -2.25 \text{ с}^{-2}$. Исходя из полученных в Главе 4 экспериментальных данных видно, что управляемость в путевом канале с такими величинами \bar{M}_x^β соответствует границе 2 и 3-его уровней управляемости. Введение соответствующей автоматизации позволяет уменьшить величину этого параметра таким образом,

чтобы величина \bar{M}_x^β с учетом работы автоматики (т.е. некоторая эквивалентная величина $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$) достигла оптимального уровня.

В Главе 4 дается описание критерия, позволяющего расчетным способом определить оптимальное значение эквивалентного параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, характеризующего интенсивность взаимодействия движений рыскания и крена.

Согласно этому критерию, оптимальное значение параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ можно оценить по формуле:

$$\left| W_{\gamma/\beta}(j\omega_*, \tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta) \right| = 1. \quad (5.4)$$

Это означает, что если величина амплитудно-частотной характеристики функции (5.4) на характерной частоте ω_* равна 1, то величина $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ соответствует оптимальному значению. Если же АЧХ функции (5.4) отличается от 1, то $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ должна быть скорректирована соответствующим образом. Такая методика позволяет провести оценку оптимальности $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, не проводя расчетов величины этого параметра.

Таким образом, для оценки оптимальности величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ необходимо знать функцию $W_{\gamma/\beta}$ на характерной частоте $\omega_* = 0.55\omega_d$. Для МС-21-300 с учетом данных, полученных в предыдущем разделе, $\omega_* = 0.66$ рад/с.

В связи с тем, что система управления современных самолетов содержит множество нелинейных элементов, для определения функции $W_{\gamma/\beta}$ был применен способ, основанный на принципах гармонической линеаризации и используемый в некоторых стандартизованных программах (FlightSim) [81, 82]. А именно, для построения частотных характеристик передаточных функций W_{γ/δ_n} и W_{β/δ_n} использовался синусоидальный сигнал с различными амплитудами. АЧХ этих передаточных функций определялись для каждой частоты в отдельности. Частотная характеристика функции $W_{\gamma/\beta}$ определялась как результат деления амплитуд передаточных функций W_{γ/δ_n} и W_{β/δ_n} на рассматриваемых частотах.

Полученная таким образом частотная характеристика функции (5.4) представлена на рисунке 5.3. Видно, что на характерной частоте $\omega_*=0.66$ рад/с амплитуда этой функции на 20-25% больше 1. С учетом того, что амплитуда функции (5.4) примерно пропорциональна величине параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, т.е.

$$W_{\gamma/\beta} = \frac{\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta \cdot T_{кр}}{p(T_{кр}p+1)}, \quad (5.5)$$

можно сделать вывод, что отличие $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ от его оптимального значения также составляет 20-25%. Как показывают эксперименты, проведенные в Главе 4, такое отличие величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ от оптимального значения не должно вызвать заметного ухудшения оценок управляемости.

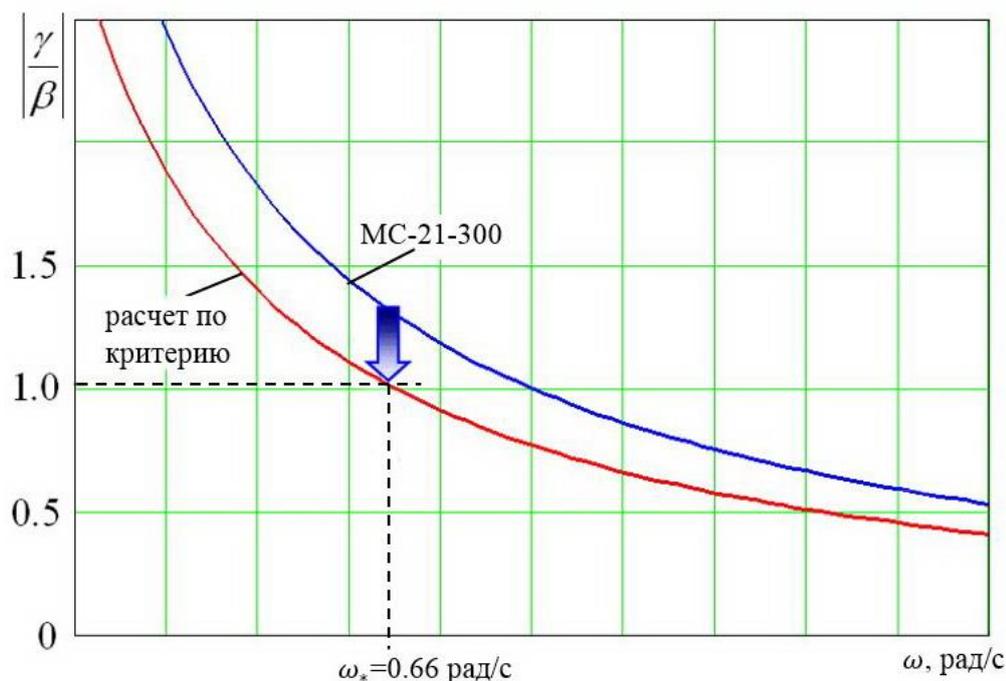


Рисунок 5.3 – Частотная характеристика функции $W_{\gamma/\beta}$ для критериальной зависимости и построенная для самолета МС-21-300

Обеспечение (реализация) на современном высокоавтоматизированном самолете потребной интенсивности взаимосвязи движений рыскания и крена (т.е. $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$) возможно несколькими способами: (1) с помощью автоматизации, реализующей обратную связь по углу скольжения на отклонение органов поперечного управления, и (2) путем организации перекрестной связи от отклонения педалей на органы поперечного управления. Как показывают

эксперименты, оценка летчиком этих двух способов достижения оптимального взаимодействия движений рыскания и крена может отличаться. Наиболее рациональным и лучшим с точки зрения летчиков является алгоритм с использованием сигнала автоматизации, реализующей обратную связь по углу скольжения на отклонение органов поперечного управления, так как, во-первых, он непосредственно влияет на величину параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$; во-вторых, его реализация не вызывает нежелательных побочных эффектов, усложняющих пилотирование.

Изложенный выше критерий (5.4) позволяет провести оценку взаимодействия движения рыскания и крена и выбор соответствующих коэффициентов в системе управления для любых видов реализации оптимального взаимодействия.

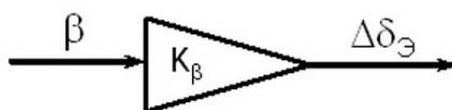


Рисунок 5.4 – Способ реализации обратной связи по углу скольжения на элероны

В данной работе рассматривается способ, основанный на использовании обратной связи по углу скольжения на элероны (рисунок 5.4):

$$\delta_\epsilon = K_\beta \cdot \beta. \quad (5.6)$$

Выбор потребных коэффициентов в системе управления для реализации оптимального взаимодействия движения рыскания можно провести двумя методами.

1. Из выражения (5.4) видно, что если модуль амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) передаточной функции $W_{\gamma/\beta}$ на характерной частоте ω_* равен 1, то величина $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ соответствует оптимальному значению. Если же модуль $W_{\gamma/\beta}(j\omega_*, \tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$ отличается от 1, то $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ должна быть скорректирована путем изменения параметров системы управления. Такой способ позволяет провести оценку оптимальности $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, не проводя расчетов величины этого

параметра, и может быть применен для любых видов алгоритмов работы автоматики.

Исходными данными для проведения оценки по данному методу являются:

– собственная частота движения рыскания самолета ω_d для определения характерной частоты $\omega_* = 0.55\omega_d$;

– АЧХ функции $W_{\gamma/\beta}$ на характерной частоте ω_* .

Идентификацию величины собственной частоты движения рыскания можно провести с помощью метода «эквивалентных систем» (см. раздел 5.1).

Так как система управления современных самолетов содержит множество нелинейных элементов (зоны нечувствительности, ограничения и т.п.), для определения АЧХ функции $W_{\gamma/\beta}$ можно применить способ, основанный на принципе гармонической линеаризации, используемом в некоторых стандартных программах [81, 82]. А именно, сначала строятся АЧХ передаточных функций W_{γ/δ_H} и W_{β/δ_H} . Для этого на вход системы управления подается синусоидальный сигнал по рулю направления с различными; рассматриваемые частоты входного сигнала должны включать зону характерной частоты $\omega_* = 0.55\omega_d$. Частотная характеристика функции $W_{\gamma/\beta}$ определяется как результат деления амплитуд передаточных функций W_{γ/δ_H} и W_{β/δ_H} на рассматриваемых частотах.

Оценка оптимальности выбранных коэффициентов в алгоритмах работы автоматики проводится по величине амплитуды функции $W_{\gamma/\beta}$ на характерной частоте $\omega_* = 0.55\omega_d$. Если амплитуда больше или меньше 1, коэффициенты системы управления должны быть скорректированы соответствующим образом.

2. Согласно второму методу коэффициент K_β , необходимый для обеспечения оптимальной величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$, может быть вычислен из условия:

$$\bar{M}_x^\beta + \bar{M}_x^{\delta_\beta} \cdot K_\beta = \tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta, \quad (5.7)$$

где $\bar{M}_x^\beta = \frac{qSl}{J_x} m_x^\beta$, $\bar{M}_x^{\delta_\beta} = \frac{qSl}{J_x} m_x^{\delta_\beta}$.

Величина $\tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^{\beta}$ рассчитывается по формуле (4.9). Исходными данными для расчета этой величины являются:

- собственная частота движения рыскания ω_d ,
- постоянная времени движения крена $T_{кр}$.

Собственная частота определяется по методу «эквивалентных систем»; постоянную времени крена можно приближенно оценить по формуле:

$$T_{кр} = -1 / \bar{M}_x^{\omega_x}, \quad (5.8)$$

где $\bar{M}_x^{\omega_x} = \frac{qSl^2}{J_x \cdot 2V} m_x^{\omega_x}$.

После расчета коэффициента K_{β} необходимо провести оценку возможности его реализации с точки зрения потребного угла отклонения элеронов. Если значение полученного коэффициента обратной связи по углу скольжения K_{β} слишком большое, требуется провести проверку на устойчивость системы замкнутого контура «самолет-система управления».

В первом приближении расчет потребного угла отклонения элеронов выполняется по выражению (5.6). При расчете следует исходить из максимального бокового ветра при посадке ~ 15 м/с, что соответствует примерно $\beta=12.5^\circ$.

Разработанный критерий позволяет расчетным путем выбрать коэффициенты системы управления в каждом из рассматриваемых случаев для обеспечения оптимальной величины $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^{\beta}$ и, тем самым, сократить объем неизбежных экспериментальных исследований.

Тем не менее, оценка летчиком этих способов может отличаться. Как показали эксперименты [64-66], наиболее рациональным является алгоритм с использованием сигнала по углу скольжения, так как, во-первых, он непосредственно влияет на параметр $\tilde{M}_{x \text{ экв }}^{\beta}$; во-вторых, его реализация не вызывает нежелательных побочных эффектов, усложняющих пилотирование; в-третьих, этот вариант соответствует наилучшей оценке летчиков.

5.3 Оценка приемлемой чувствительности управления

Эксперименты. Для выбора оптимальной чувствительности путевого управления на МС-21-300 были проведены специальные эксперименты. Выбор чувствительности управления осуществлялся за счет изменения начального наклона нелинейного коэффициента передачи от педалей к рулю направления (рисунок 5.5). Эксперименты проводились при различных величинах бокового ветра (7 и 15 м/с). Рассматривалась задача захода на посадку.

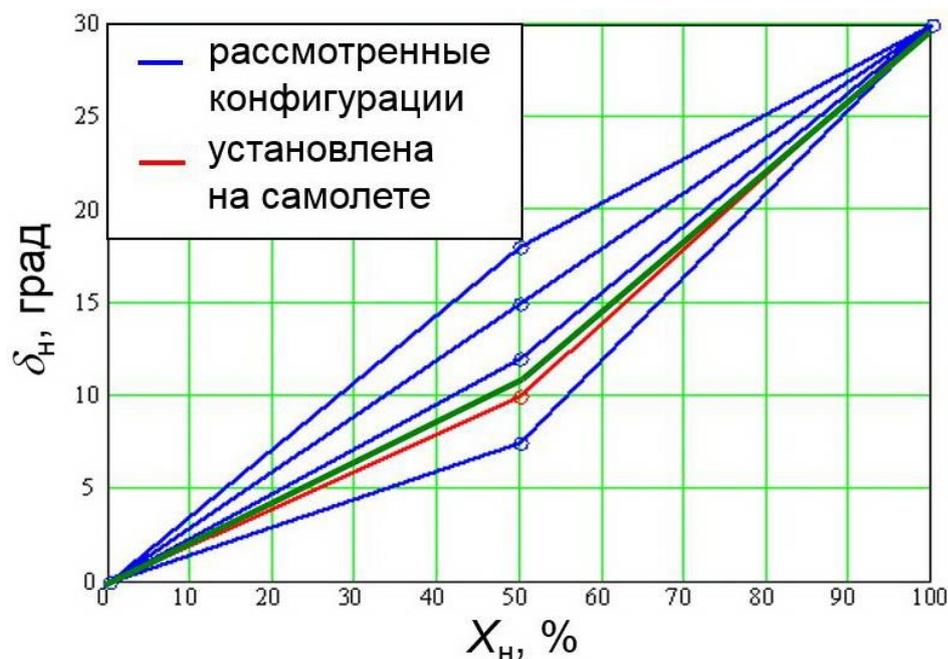


Рисунок 5.5 – Варианты коэффициента передачи от педали к рулю направления, рассмотренные в проведенных экспериментах для самолета МС-21-300.

В экспериментах участвовали летчики-испытатели, имеющие большой опыт в исследованиях управляемости самолетов типа МС-21-300, в том числе по выбору характеристик путевого канала управления.

Излом в характеристике $\delta_n(X_n)$ начинался в точке, соответствующей 50% полного хода педалей. Рассматривались варианты изломов характеристики $\delta_n(X_n)$, соответствующие следующим величинам руля направления: $\delta_n = 7.5$ град, исходный; 10 град; 12 град; 15 град (без излома); 18 град и 20 град.

Исходным считался вариант, соответствующий $\delta_n = 7.5$ град. При этом коэффициент передачи по ходу педали изменялся в 4 раза по сравнению с начальным (рисунок 5.5). Этот вариант получил самую низкую оценку летчиков:

«Чувствительность слишком низкая. Чтобы быстро развернуться нужно давать педали больше полухода. Вначале нет реакции, а потом реакция очень быстрая, ощущается резкое изменение чувствительности. Начинает качать по крену».

Варианты излома на $\delta_H=10$ и 12 град получили наилучшую оценку летчиков: «Реакция по рысканию более предсказуема, чувствительность хорошая».

Изломы на больших величинах отклонения руля направления в 15–20 град были оценены как излишние из-за интенсивного развития крена и последующих колебаний по крену: «Раскачивает по крену. Чувствительность по рысканию не является излишней».

Таким образом, в соответствии с оценками летчиков, в экспериментах на стенде с моделью самолета МС-21-300 был выбран излом $\delta_H=10$ град.

Расчет. Оценку оптимальной величины чувствительности управления будем проводить по двум критериям, рассмотренным в Главе 3. Один критерий позволяет провести оценку оптимальности чувствительности управления во временной области, другой – в частотной. Оба этих критерия дают одинаковую точность результатов.

1. Методика оценки оптимальной чувствительности управления по частотному критерию.

Согласно критерию, оптимальная величина чувствительности управления выбирается так, чтобы значение амплитудно-частотной характеристики передаточной функции от педалей к угловой скорости рыскания $W_{\omega_y/X_H}(j\omega)$ на характерной частоте ω_* было равно некоторой величине A :

$$\left| W_{\omega_y/X_H}(j\omega_*, \bar{M}_{y_{opt}}^{X_H}, \omega_0, \zeta_0, \dots) \right| = A(P^x, P_0, P_{тр}), \quad (5.9)$$

где P^x – градиент загрузки педалей, P_0 – предварительный затяг, $P_{тр}$ – трение.

Значение параметра A не зависит от динамических характеристик самолета, но является функцией характеристик загрузки педалей. Зависимость параметра A от характеристик загрузки представлена на рисунке 5.6. Характерная частота ω_* определяется как $\omega_* = 0.55\omega_0$.

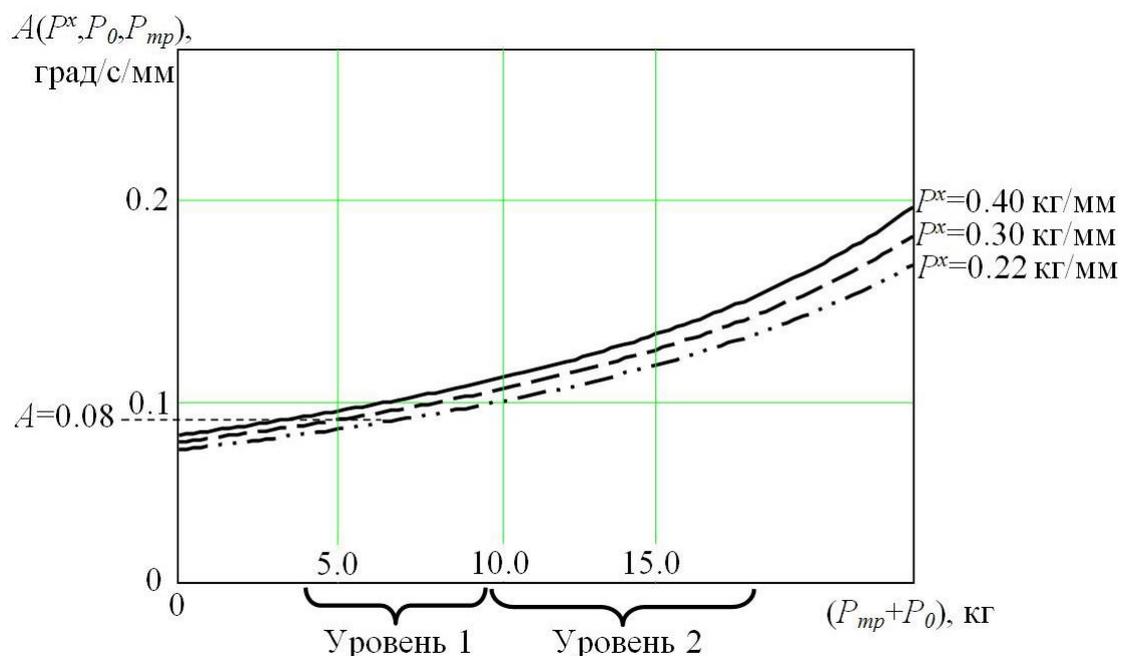


Рисунок 5.6 – Зависимость параметра A от характеристик загрузки педалей

Как показано в Главе 3, оптимальные величины $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_n}$ зависят от собственной частоты и демпфирования движения рыскания. Так, если характеристики загрузки педалей соответствуют Уровню 1, оценить эти зависимости можно по графику на рисунке 3.2 (Главы 3).

Исходя из формулировки критерия, оценку оптимальности чувствительности управления можно провести двумя способами. Первый способ основан на анализе частотной характеристики $W_{\omega_y}(j\omega)$ и не требует вычисления значения $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_n \text{ opt}}$.

Исходными данными для проведения оценки являются:

- АЧХ функции $W_{\omega_y}(j\omega)$ (процедура определения подобна изложенной в Главе 3),
- значение собственной частоты ω_d для определения ω_* (см. Главу 1),
- величины характеристик загрузки педалей для определения параметра A согласно зависимости на рисунке 5.6.

Если на характерной частоте ω_* величина амплитуды функции $W_{\omega_y}(j\omega)$ отличается от значения параметра A для данных характеристик загрузки педалей, то чувствительность управления необходимо скорректировать соответствующим подбором коэффициента передачи от педалей к рулю направления $K_{\text{шн}}$.

Как видно из рисунков 5.6 и 3.9-3.11 (Главы 3), при изменении характеристик загрузки педалей в пределах Уровня 1 оптимальные величины $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_n}$ изменяются незначительно (не более $\pm 10\%$). В этом случае в рассматриваемом критерии предлагается положить $A(P^x, P_0, P_{\text{тр}}) = \text{const} = 0.08$ град/с/мм. Тогда, для оценки оптимальности чувствительности управления можно предложить второй способ, который предполагает использование зависимости, показанной на рисунке 3.2 (Главы 3).

Исходными данными для проведения расчетов по второму способу являются:
 – величины собственной частоты и демпфирования движения рыскания ω_d и $\zeta_d \omega_d$, которые определяются методом «эквивалентных систем» (см. раздел 5.1).

Обеспечение оптимальности чувствительности управления достигается соответствующим выбором коэффициента передачи от педалей к рулю направления, т.е.

$$K_{\text{шн}} = \frac{\bar{M}_{y \text{ опт}}^{X_n}}{\bar{M}_y^{\delta_n}}, \quad (5.10)$$

где $\bar{M}_y^{\delta_n} = \frac{qSl}{J_y} m_y^{\delta_n}$.

Величина $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_n}$ находится по зависимости на рисунке 3.2 (Главы 3).

Если коэффициент передачи $K_{\text{шн}}$, полученный из условия обеспечения оптимальной чувствительности самолета по рысканию, не выполняет требование к необходимой эффективности управления при полном отклонении педали, то необходимо введение нелинейного по ходу педали коэффициента передачи $K_{\text{шн}}$, который на начальном участке (до 50% отклонения педалей) обеспечивает оптимальную чувствительность управления, а на конечном участке – требуемую эффективность управления.

2. Методика оценки оптимальной чувствительности управления по временному критерию.

Физический смысл временного критерия состоит в том, что летчик выбирает оптимальную чувствительность путевого управления так, чтобы при любых динамических характеристиках самолета на определенное отклонение педалей

достигалась определенная максимальная скорость рыскания.

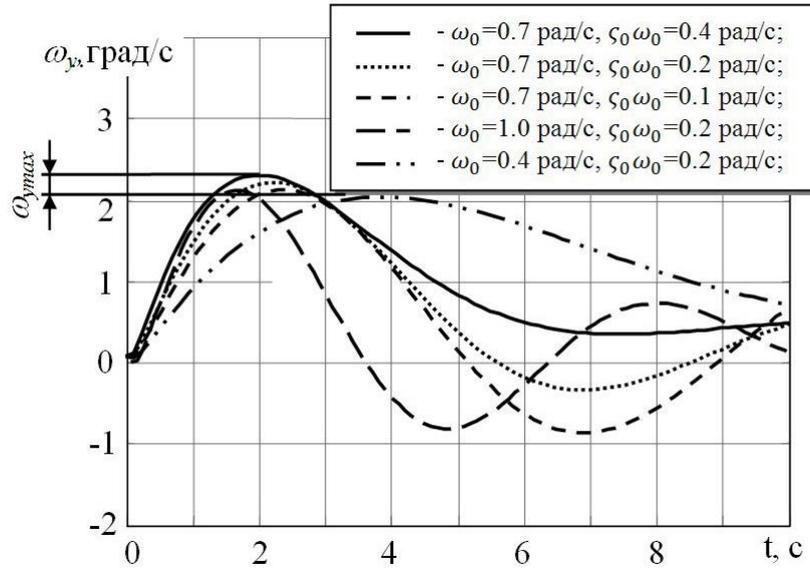


Рисунок 5.7 – Переходные процессы по угловой скорости рыскания на ступенчатое отклонение педалей, одинаковое для всех рассмотренных комбинаций динамических характеристик

Сущность критерия поясняют приведенные на рисунке 5.7 переходные процессы по ω_y для различных комбинаций динамических характеристик с оптимальными величинами $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$, выбранными в экспериментах. Видно, что для разных динамических характеристик самолета при оптимально выбранных величинах $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ максимальные величины скорости рыскания, которые достигаются в течение 3.5 с, оказываются примерно одинаковыми, несмотря на большой диапазон изменения динамических характеристик самолета и существенное отличие других характеристик переходных процессов.

В соответствии с временным критерием оптимальная величина $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ определяется из выражения:

$$\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H} = \frac{\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} X_0}{\max \omega_y(t)} \cdot A(P^x, P_0, P_{\text{тр}}), \quad (5.11)$$

где X_0 – ступенчатое отклонение педалей;

$\max \omega_y(t)$ – максимальное значение угловой скорости рыскания в интервале времени $0 \leq t \leq 3.5$ с;

$A(P^x, P_0, P_{\text{тр}})$ – та же функция характеристик загрузки педалей, как и в частотном

критерии; определяется по графику на рисунке 5.6;

$\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ – величина чувствительности управления, при которой был получен переходной процесс по ω_y .

Если характеристики загрузки педалей соответствуют Уровню 1 оценок управляемости, то $A(P^x, P_0, P_{тр})=0.08$ град/с/мм. В этом случае временной критерий для определения оптимальной величины $\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}$ принимает более простой и удобный вид:

$$\frac{\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H}}{\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}} = 0.08 \frac{X_0}{\max \omega_y(t)}. \quad (5.12)$$

Отсюда следует методика определения оптимальности чувствительности управления: если угловая скорость рысканья при отклонении педалей на 20 мм равна 1.6 град/с, то чувствительность путевого управления является оптимальной. Если эта величина меньше (или больше) 1.6 град/с, то чувствительность путевого управления повышенная (или пониженная), и коэффициент передачи $K_{шн}$ в путевом канале управления следует уменьшить (или увеличить) в соответствующее число раз. При этом для решения рассматриваемого вопроса нет необходимости знать величину $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$, при которой был определен переходной процесс.

В заключение этого раздела необходимо сделать еще одно замечание, общее для двух представленных методов определения оптимальной чувствительности управления. Выбор оптимальной чувствительности управления в путевом канале зависит не только от динамических характеристик, но и от величины параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$. Если интенсивность реакции самолета по крену на отклонение педалей превышает оптимальное значение, т.е. $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta} > \tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^{\beta}$, то летчики выбирают меньшую чувствительность по рысканию, чтобы каким-то образом снизить этот кренящий момент.

На рисунке 5.8 представлена зависимость оптимальной чувствительности управления при отклонении амплитуды передаточной функции $W_{\gamma/\beta}$ от 1, т.е. при

$\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta} > \tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^{\beta}$. Интенсивность уменьшения чувствительности управления

зависит от величины собственного демпфирования движения рыскания: чем больше $\zeta_d \omega_d$, тем интенсивнее снижается выбираемая летчиком чувствительность управления в путевом канале.

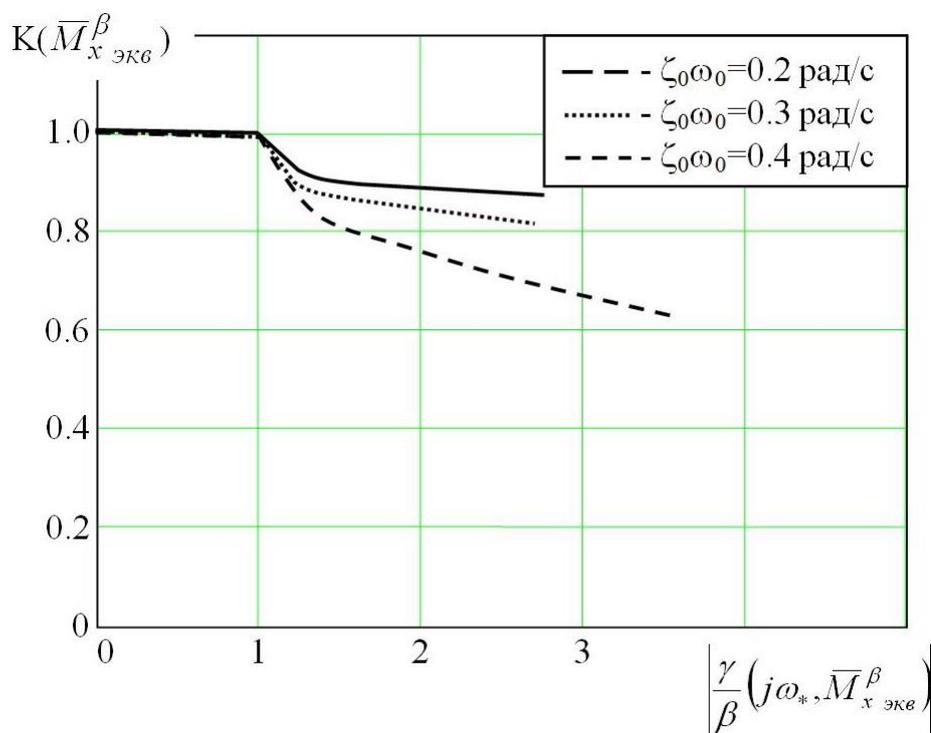


Рисунок 5.8 – Поправочный коэффициент для выбора чувствительности управления в случае неоптимальности характеристики $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$

Для учета влияния повышенного значения $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на выбор чувствительности управления, необходимо произвести расчеты эквивалентных величин собственной частоты и демпфирования, а также амплитуды функции $W_{\gamma/\beta}$ на характерной частоте ω_* (см. предыдущие разделы). Если $\left| W_{\gamma/\beta} (j\omega_*, \tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta \text{ opt}) \right| > 1$, то произведенные оценки оптимальной чувствительности управления должны быть снижены в соответствии с функцией, представленной на рисунке 5.8.

Так, для самолета МС-21-300 параметр $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ превышает оптимальное значение, вычисленное по критерию (5.4) примерно на 20% (рисунок 5.3). В связи с этим, для компенсации чрезмерной реакции самолета по крену на отклонение педалей, в экспериментах летчик выбрал значение чувствительности управления самолета $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H} = 0.15$ град/с²/мм, что примерно на 15-20% ниже, чем рекомендуется

для самолета с динамическими характеристиками $\omega_d=1.2$ рад/с, $\zeta_d\omega_d=0.5$ рад/с. Такое снижение чувствительности совпадает с рекомендациями, показанными на рисунке 5.8.

5.4 Выводы к Главе 5

1) Проведен анализ критериев, разработанных ранее для оценки оптимальности выбора характеристик управляемости в путевом канале управления самолета, с точки зрения их применимости к современному высокоавтоматизированному самолету.

2) На основе этих критериев разработана инженерная методика выбора параметров системы управления, обеспечивающих оптимальность динамических характеристик самолета, характеристик чувствительности управления и характеристик, обеспечивающих наилучшее взаимодействие движений рыскания и крена для достижения наилучшей управляемости.

3) Разработанные критерии дают физическое обоснование оптимальности характеристик путевого канала управления и могут применяться не только для предварительного выбора характеристик в путевом канале управления и способов их реализации на современном высокоавтоматизированном самолете, но также и для оценки оптимальности уже установленных на самолете.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В процессе разработки критериев управляемости были достигнуты следующие основные научные и практические результаты:

1. Разработана процедура проведения экспериментальных исследований динамики неманевренного самолета в путевом канале, включающая выбор обобщенных параметров в уравнениях движения.

2. Проведен обширный цикл экспериментальных исследований на пилотажных стендах и создана база экспериментальных данных по влиянию обобщенных параметров бокового движения на управляемость в путевом канале, которая явилась основой для разработанных в работе критериев.

3. На основе полученных экспериментальных данных уточнены требования к динамическим характеристикам путевого канала управления самолетов 3-его класса в части ограничения «сверху» собственной частоты и демпфирования из-за появления резкой реакции самолета на действия летчика.

4. Создан критерий для оценки тенденции к резкой реакции самолета на управляющие действия летчика в путевом канале управления, связывающий интенсивность высокочастотных колебаний в боковом канале с оценкой летчика.

5. Разработан модифицированный алгоритм управления системой подвижности кабины пилотажного стенда в боковом канале для выявления тенденции к резкой реакции самолета на управляющие действия летчика в путевом канале.

6. Создана система критериев, сформированных на основе единого подхода, которые позволяют выбирать:

- оптимальные величины чувствительности управления $\tilde{M}_{у экв}^{Xн}$ с учетом влияния динамических характеристик, характеристик загрузки педалей и величины параметра $\tilde{M}_{x экв}^{\beta}$;

- оптимальные величины степени эквивалентной поперечной статической устойчивости $\tilde{M}_{x экв}^{\beta}$ с учетом влияния динамических характеристик бокового движения самолета.

7. Использование разработанных критериев при создании самолета МС-21-300 продемонстрировало их эффективность не только для предварительного выбора характеристик в путевом канале управления, но также и для оценки оптимальности уже реализованных на самолете.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Энциклопедия «Авиация» / Под ред. Г.П. Свищёва // М.: Большая Российская Энциклопедия. – 1994. – С. 736.
2. *Бюшгенс, Г.С.* Этапы самолетостроения / Г.С. Бюшгенс, В.Г. Дмитриев, Р.Д. Иродов // Техника воздушного флота. – 2004. – №4-6.
3. *Остославский, И.В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. / И.В. Остославский, И.В. Стражева // М.: Машиностроение; 2-е изд. – 1969. – С. 502.
4. *Остославский, И.В.* Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. / И.В. Остославский, И.В. Стражева // М.: Машиностроение. – 1965. – С. 468.
5. *Бюшгенс, Г.С.* Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения. / Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев // М.: Машиностроение. – 1979. – С. 352.
6. *Бюшгенс, Г.С.* Динамика самолета. Пространственное движение. / Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев // М.: Машиностроение. – 1983. – С. 320.
7. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. / Под ред. Г.С. Бюшгенса // Москва-Пекин: Авиа-издательство КНР. – 1995. – С. 772.
8. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса // М.: Российская академия наук («Наука» РАН). – 2016. – С. 704.
9. *Гуськов, Ю.П.* Управление полетом самолетов. / Ю.П. Гуськов, Г.И. Загайнов // – М.: Машиностроение, 2-е изд. – 1991. – С. 272.
10. *Кувшинов, В.М.* Активные системы управления самолетов. / Б.С. Алешин, Ю.Г. Живов, В.М. Кувшинов, А.С. Устинов // Москва: Наука – 2016. – С. 215.
11. *Шелюхин, Ю.Ф.* Системы дистанционного управления магистральных самолетов. / Б.С. Алешин, С.Г. Баженов, Ю.И. Диденко, Ю.Ф. Шелюхин // М.: Наука – 2013. – С. 292.
12. *Ефремов, А.В.* Динамика полета: Учебник для студентов высших учебных заведений. Изд. 2-е, испр. и доп. / А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко,

- В.Н. Овчаренко, В.Л. Суханов, Ю.Ф. Шелюхин, А.С. Устинов; под ред. Г.С. Бюшгенса // М.: Машиностроение – Полет. – 2017. – 776 с.
13. *Оболенский, Ю.Г.* Управление полетом маневренных самолетов. / Ю.Г. Оболенский // М.: филиал Воениздат – 2007. – С. 480.
 14. *Дубов, Ю.Б.* Динамика маневренного самолета на больших углах атаки. / Ю.Б. Дубов // СПб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ». – 2018. – С. 392.
 15. *McRuer, D.T.* Aircraft dynamics and automatic control / D.T. McRuer, D. Graham, I. Ashkenas // Princeton University Press. – 2014. С. 809.
 16. *McRuer, D.T.* Assessment of flying-quality criteria for air-breathing aerospacecraft. / D.T. McRuer, T.T. Myers, R.H. Hoh, I.L. Ashkenas, D.E. Johnston // NASA CR-4442. – 1992. – С. 80.
 17. *Ashkenas, I.L.* Development of Handling Quality Criteria for Aircraft with Independent Control of Six Degrees of Freedom. / R.H. Hoh, T.T. Myers, I.L. Ashkenas, R.F. Ringland, S.J. Craig // AFWAL-TR-81-3027. – 1981.
 18. *Ashkenas, I.L.* Proposed MIL Standard and Handbook – Flying qualities of air vehicles. / R.H. Hoh, D.G. Mitchell, I.L. Ashkenas, R.H. Klein, R. Heffley // AFWAL-TR-82-3081 Volume I. – 1982. – С. 43.
 19. *Hoh, R.H.* Handling-qualities specification – a functional requirement for the flight control system. / R.H. Hoh, D.G. Mitchell // Chapter of Advanced in aircraft flight control book. – 1996. – С. 3-33.
 20. *Neal, T.P.* Development of a flying qualities criterion for the design of fighter flight control system. / T.P. Neal, R.E. Smith // AIAA Paper, N70-927. – 1970. – С. 12.
 21. *Hodgkinson, J.* Aircraft Handling Qualities / J. Hodgkinson // AIAA Education Series. – 1998. – С. 246.
 22. *Hodgkinson, J.* Equivalent system approaches to handling quality analysis and design problems of augmented aircraft. / J. Hodgkinson, W.J. LaManna // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. – 1978.
 23. *Mitchell, D.G.* A new approach to aircraft handling qualities prediction. / D. Klyde, A.K. Lampton, D.G. Mitchell, C. Berka, M. Rhinehart // AIAA Scitech 2021 Forum. – 2021. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2021-0178>.

24. *Mitchell, D.G.* Mission task element development process: An approach to FAA handling qualities certification. / D. Klyde, P.C. Schulze, D. Mitchell, D. Sizoo, R. Schaller, R. McGuire // AIAA Scitech 2020 Forum. – 2020. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2020-3285>.
25. *Предтеченский, А.Н.* Летчик как динамическая система. / А.В. Ефремов, А.В. Оглоблин, А.Н. Предтеченский, В.В. Родченко // М.: Машиностроение. – 1992. – С. 336.
26. *Rodchenko, V.V.* Acceleration perception. / L.E. Zaichik, V.V. Rodchenko, L.V. Rufov, Y.P. Yashin, A.D.White // Сер. «Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit». – 1999. – С. 512-520. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1999-4334>.
27. *Bushgens, A.G.* Adequacy of On-Ground Simulation of Aircraft Upset and Recovery. / A.G. Bushgens, Y.P. Yashin, L.E. Zaichik, Y.A. Arkhangelsky // 58th Israel Annual Conference on Aerospace Science (IACAS 2018). – 2018. – С. 1631-1642.
28. *Zaichik, L.E.* Similarity criteria for manipulator loading and control sensitivity characteristics. / L.E. Zaichik, V.V. Rodchenko, Y.P.Yashin // Journal of Guidance, Control and Dynamics. – 1998. – Vol.21, No.2 – С. 307-313. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/2.4236>.
29. *Zaichik, L.E.* Motion Simulation of Transport Aircraft in Extended Envelopes: Test Pilot Assessment. / S.A.E. Nooij, M. Wentink, H. Smaili, L.E. Zaichik, E.L. Groen // Journal of Guidance, Control and Dynamics. – 2017. – Vol. 40, No. 4. – С. 776-788. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.G001790>.
30. *Верещиков, Д.В.* Пилотажный стенд военно-транспортного самолета. / Д.В. Верещиков, Д.В. Разуваев, А.Д. Кузнецов // Патент на полезную модель RU 189475 U1. Заявка № 2018143776. – 2019.
31. *Cooper, G.E.* The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities. / G.E. Cooper, R.P. Harper, Jr. // NASA TN D-5153. – 1969. – С. 52.
32. *Harper, R.P., Jr.* A revised pilot rating scale for the evaluation of handling qualities. / G.E. Cooper, R.P. Harper, Jr. // Cornell Aeronautical Lab. Report No.153. – 1966.
33. *Mitchell, D.G.* Fifty years of the Cooper-Harper scale / D.G. Mitchell // AIAA

- Scitech 2019 Forum. – 2019. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2019-0563>.
34. Military Standard. Flying Qualities of Piloted Vehicles. // MIL-STD-1797 USAF. – 1995.
 35. Руководство по обучению в области человеческого фактора. // Doc 9683-AN/950, 1-ое издание – ICAO. – 1998. – С. 370.
 36. Международная организация гражданской авиации (ИКАО) (DOC 7300/9). Конвенция о международной гражданской авиации. – 9-е изд. – Канада, Монреаль: ИКАО. – 2006.
 37. Международная организация гражданской авиации (ИКАО) (Doc 9859 – AN/474). Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) // утв. Ген. секретарем и опубл. с его санкции. – 3-е изд. – Канада, Монреаль: ИКАО. – 2013. – С. 300.
 38. U.S. Department of Defense. Military Specification, Flying Qualities of Piloted Airplanes. MIL-F-8785C. // Philadelphia, Pennsylvania: Department of Defense Military Specifications and Standards. – 1980.
 39. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран членов СЭВ. // МВК НЛГ СССР. – 1985.
 40. Авиационные правила. Ч. 25: Нормы летной годности самолетов транспортной категории // МАК. – М.: АО «Авиаиздат». – 2009. – С. 144.
 41. Воздушный кодекс Российской Федерации: Федеральный закон от 19.03.1997 № 60-ФЗ в ред. Федерального закона от 23.07.2010 № 183-ФЗ. // Екатеринбург: ИД «Урал Юр Издат». – 2011. – С. 64.
 42. Государственная программа обеспечения безопасности полетов воздушных судов гражданской авиации РФ (утв. постановлением Правительства РФ от 06.05.2008 № 641-р).
 43. Федеральные авиационные правила «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации»: приказ Минтранса России от 31.07.2009 N 128 в ред. пр. Минтранса России от 21.12.2009 N 242, от 22.11.2010 № 263 / Минтранс России. – М.: ООО «Авиатека». – 2012.
 44. Brady C. History & Development of the Boeing 737 - Classics. The Boeing 737

- Information Site, September 5. – 2010.
45. In-Flight Separation of Vertical Stabilizer, American Airlines Flight 587, Airbus Industrie A300-605R, N14053, Belle Harbor, New York, November 12, 2001. – Aircraft Accident Report NTSB/AAR-04/04 (Washington, DC: NTSB, 2004).
 46. Родченко, В.В. Метод оценки резкой реакции самолета в продольном канале при ручном пилотировании. / Л.Е. Зайчик, В.В. Родченко, И.В. Руфов, Ю.И. Снешко // Техника воздушного флота. 2001. – т. LXXV, №1. – С. 2001.
 47. Родченко, В.В. Влияние характеристик чувствительности управления на оценку летчиком управляемости самолета / Л.Е. Зайчик, В.В. Родченко, П.М. Чернявский // Ученые записки ЦАГИ. – 1986. – Т. XVII, №5. – С 86 – 93.
 48. McRuer, D.T. A theory of handling qualities derived from pilot-vehicle system consideration. / L. Ashkenas, D.T. McRuer // Aerospace Engineering. – 1962.
 49. Corona-Sanchez, J.J. A coordinated turn controller for a fixed-wing aircraft. / J.J. Corona-Sanchez, O.R. Guzman Caso, H. Rodrigues-Cortes // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering. – 2018. URL: <https://doi.org/10.1177/0954410018761967>.
 50. Corona-Sanchez, J.J. Lateral-directional control for a fixed wing vehicle based on the total energy control system approach. / J.J. Corona-Sanchez, H. Rodrigues-Cortes // 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). – 2015. С. 936-944. URL: <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2015.7152381>.
 51. Teper, G. An Assessment of the Lateral Directional Handling Qualities of a Large Aircraft in the Landing Approach. / G. Teper, R. Stapleford // Journal of Aircraft. – 1966. – V-VI, Vol.3, No3. – С. 201-207.
 52. Добровский, Ю.Г. О соотношении между угловыми скоростями крена и рыскания в боковом возмущенном движении самолета / Ю.Г. Добровский // Труды ЦАГИ. – 1968, вып. 1098. – С. 45-59.
 53. Десятник, П.А. Влияние подвижности кабины пилотажного стенда на моделирование задачи дозаправки самолета топливом в воздухе. / Л.Е. Зайчик, П.А. Десятник, В.И. Желонкин, М.В. Желонкин, О.И. Ткаченко, Ю.П. Яшин // Вестник Московского авиационного института. – 2017. – Т.24. №2. – С. 86-94.

54. *Zaichik, L.* Motion cueing fidelity in upset recovery simulation / P. Desyatnik, L. Zaichik, Y. Yashin, Y. Arkhangelsky // AIAA SciTech-2019 Forum. – 2019. – С. 2019-0711.
55. *Десятник, П.А.* Исследование законов управления движением кабины пилотажного стенда для моделирования задач дозаправки / П.А. Десятник, В.И. Желонкин, М.В. Желонкин, О.И. Ткаченко, Ю.П. Яшин // сборник материалов XXVI научно-технической конференции по аэродинамике. – 2015. – С. 109.
56. *Desyatnik, P.* Criteria to estimate the effect of lateral static stability margin on aircraft HQ. / P. Desyatnik, B. Lee, L. Zaichik, V. Perebatov, Y. Yashin // сборник статей AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. – 2008. – С. 2008-6552.
57. *Desyatnik, P.* Motion fidelity criteria for large-amplitude tasks. / P. Desyatnik, L. Zaichik, Y. Yashin // сборник статей AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. – 2009. – С. 2009-5916.
58. *Desyatnik, P.* Peculiarities of motion cueing for precision control tasks and maneuvers. / P. Desyatnik, L. Zaichik, Y. Yashin // 27th Congress of International council of the aeronautical sciences (ICAS). – 2010. – С. 2979-2991.
59. *Desyatnik, P.* Theoretical and experimental methods to select aircraft handling qualities / P. Desyatnik, L. Zaichik, V. Perebatov, Y. Yashin // Progress in Flight Dynamics, Guidance, Navigation, Control, Fault Detection, and Avionics. – Сер. “EUCASS advances in aerospace sciences” – 2013. – С. 3-16.
60. *Desyatnik, P.* Criteria to select optimum directional control sensitivity for modern transport aircraft / P. Desyatnik, L. Zaychik, V. Perebatov, Y. Yashin // 6th European conference for aeronautics and space sciences EUCASS. – 2015.
61. *Десятник, П.А.* Критерии выбора оптимальной чувствительности управления для современных магистральных самолетов / П.А. Десятник // 13-я Международная конференция «Авиация и космонавтика 2014»: Сборник тезисов. – М.: МАИ. – 2014. – С. 318-319.
62. *Десятник, П.А.* Критерии управляемости современного гражданского самолета

- в путевом канале. / П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик, В.С. Перебатов, Ю.П. Яшин // 15-ая Российско-Китайская конференция по фундаментальным проблемам авиации. – 2017. – Жуковский.
63. *Десятник, П.А.* Критерии выбора оптимальной чувствительности управления педалями магистрального самолета / П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик, В.С. Перебатов, Ю.П. Яшин // сборник материалов XXIII научно-технической конференции по аэродинамике. – 2012. – С. 91-92.
64. *Десятник, П.А.* Оценка различных способов обеспечения оптимальной взаимосвязи движения крена и рыскания современного высокоавтоматизированного магистрального самолета / П.А. Десятник, А.Н. Козяйчев // сборник материалов XXV научно-технической конференции по аэродинамике. – 2014. – С. 122-123.
65. *Десятник, П.А.* Оценка характеристик управляемости современного высокоавтоматизированного пассажирского самолета в путевом канале управления / П.А. Десятник, А.Н. Козяйчев, П.В. Кузьмин // сборник материалов XXVI научно-технической конференции по аэродинамике. – 2015. – С. 109-110.
66. *Десятник, П.А.* Обеспечение оптимальных характеристик управляемости неманевренного самолета в путевом канале управления / П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик, Ю.П. Яшин // V Международная научно-практическая конференция «Академические Жуковские чтения». – 2017. – С. 136-143.
67. *Десятник, П.А.* Оптимизация характеристик управляемости самолета в путевом канале управления / П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик // семинар «Динамика и управления полетом летательных аппаратов», Жуковский, 2020.
68. *Desyatnik, P.* Criterion to select optimum directional control sensitivity for modern transport aircraft / P. Desyatnik, L. Zaichik, V. Perebatov, Y. Yashin // The third German-Russian week of the young researcher. – 2013 – Novosibirsk, Russia.
69. *Десятник, П.А.* Оптимизация характеристик управляемости в путевом канале управления современного высокоавтоматизированного самолета / П.А. Десятник // Вестник Московского авиационного института. – 2017. – Т.24,

- №1. – С. 83-95.
70. *Десятник, П.А.* Моделирование на пилотажном стенде резкой реакции самолета в путевом канале управления / П.А. Десятник // Ученые записки ЦАГИ. – 2010. – Т.41, №4. – С. 79-85.
71. *Десятник, П.А.* Критерий выбора оптимальных величин поперечной статической устойчивости самолета в задаче захода на посадку / П.А.Десятник // Ученые записки ЦАГИ. – 2015. – Т.46, №7. – С. 42-54.
72. *Desyatnik, P.* Providing optimum lateral static stability margin of highly augmented aircraft. / P. Desyatnik, L. Zaichik, Y. Yashin // сборник статей 58th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, IACAS 2018. – 2018. – С. 1615-1630.
73. *Neal, T.P.* A flying qualities criterion for the design of fighter flight-control system. / T.P. Neal, R.E. Smith // Journal of Aircraft. – 1971. – Vol.8, No.10. – С.803-809.
74. *Zaichik, L.* Abrupt response criteria for directional control / B. Lee, L. Zaichik, V. Rodchenko, Y. Yashin // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. – 2007. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2007-6391>.
75. *Neal, T.P.* An In-Flight Investigation to Develop Control System Design Criteria for Fighter Airplanes. / T.P. Neal, R.E. Smith // Air Force Flight Dynamics Lab., AFFDL-TR-70-74. – 1970. – Vols. 1 and 2, Wright-Patterson AFB.
76. *Gibson, J.C.* The Definition, Understanding and Design of Aircraft Handling Qualities. / J.C. Gibson // Delft University Press Series 03: Control and Simulation 01. – 1997.
77. *McRuer, D.T.* Development of a Comprehensive PIO Theory. / D.T. McRuer, D.H. Klyde, T.T. Myers // AIAA-96-3433-CP. – 1996.
78. *Родченко, В.В.* Оценка оптимальных характеристик загрузки рычагов управления самолетом. / Л.Е. Зайчик, В.В. Родченко // Ученые записки ЦАГИ. 1990, Т. XXI, №2, с 84–93.
79. *Rodchenko, V.* Analysis of requirements for directional dynamics. / B. Lee, L. Zaichik, V. Rodchenko, V. Perebatov // AIAA AFM Conference. – 2006. – С. 2006-6497.
80. *Rodchenko, V.* Criteria to select directional control sensitivity. / B. Lee, L. Zaichik,

- V. Rodchenko, V. Perebatov // AIAA AFM Conference. – 2005. – С. 2005-6033.
81. *Кувшинов, В.М.* Программный комплекс FlightSim для моделирования и анализа динамики самолета с системой управления в среде MATLAB/Simulink / В.М. Кувшинов, О.В. Анимица // Техника Воздушного Флота. – 2004 – т. LXXVIII, №1 (666). – С. 1-10.
82. *Кувшинов, В.М.* Программный комплекс FlightSim — современное средство моделирования и анализа динамики ЛА с системами управления / В.М. Кувшинов, О.В. Анимица // Труды ЦАГИ. – 2011. – вып. 2699. – С. 34-44.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Характеристики математической модели самолета

За основу была взята модель типичного широкофюзеляжного пассажирского самолета типа Ил-96, Боинг-777. Моделировалась посадочная конфигурация с выпущенным шасси с центровкой $\bar{X}_T=0.3$. Скорость полета самолета $V_{3п}=260$ км/ч поддерживалась летчиком вручную.

Основные характеристики моделируемого самолета.

Посадочный вес	$G=206500$ кГ.
Площадь крыла	$S=428.38$ м ² .
Хорда крыла	$b=7.079$ м.
Размах крыла	$l=60.06$ м.
Моменты инерции самолета	$I_x=12.20 \cdot 10^6$ кГ·м ² ; $I_y=39.32 \cdot 10^6$ кГ·м ² ; $I_z=28.34 \cdot 10^6$ кГ·м ² ; $I_{xy}=1.06 \cdot 10^6$ кГ·м ² .

Продольный канал. Силы и моменты в уравнениях движения самолета для продольного канала управления вычислялись с использованием банка аэродинамических характеристик и характеристик шасси самолета Ил-96 в посадочной конфигурации.

Чувствительность управления в продольном канале была постоянной по ходу штурвала и составляла $X^{ny}=235$ мм/ед.пер. Она была выбрана так, чтобы эффективность управления при полном отклонении штурвала соответствовала эффективности управления широкофюзеляжного пассажирского самолета.

Характеристики загрузки штурвала по тангажу не изменялись и составляли: масса штурвала $m_B=6$ кг; градиент загрузки $P_B^{X_B}=0.1$ кГ/мм; вязкое трение $P_B^{\dot{X}_B}=0.0045$ кГ/мм/с; коэффициент относительного демпфирования $\zeta_F=0.68$.

Величина постоянной времени фильтра 1-ого порядка в контуре управления рулем высоты была равной 0.1 с.

Управление положением стабилизатора (для балансировки) осуществлялось от кнопок на штурвале. Скорость отклонения стабилизатора составляла $\dot{\delta}_{stab}=0.6$ град/с. Диапазон отклонения стабилизатора составлял

$\delta_{\text{стаб}} = -12 \text{ град} \dots +2 \text{ град}$.

Управление тягой осуществлялось с помощью секторов газа, находящихся в данных экспериментах справа от кресла левого летчика. Динамика двигателей моделировалась звеном 1-ого порядка с величиной постоянной времени $T_{\text{дв}} = 1.5 \text{ с}$.

Поперечный канал. Максимальные хода рычагов управления в поперечном канале составляли $X_{\text{э}} = \pm 165 \text{ мм}$. Постоянная времени крена $T_{\text{кр}}$ в экспериментах изменялась в пределах от 0.5 с до 1.1 с. Базовая величина постоянной времени движения крена составляла $T_{\text{кр}} = 0.7 \text{ с}$.

Эффективность управления по крену составляла $\dot{\omega}_{x \text{ max}} = 33 \text{ град/с}^2$. Чувствительность по крену варьировалась, ее базовая величина составляла $X_{\text{э}}^{\omega_x} = -10.4 \text{ мм/град/с}$ для небольших (до 30%) отклонений штурвала. В ходе экспериментов величины эффективности и чувствительности управления варьировались.

Характеристики загрузки штурвала по крену составляли: масса $m_{\text{э}} = 5.5 \text{ кг}$; градиент $P_{\text{э}}^{X_{\text{э}}} = 0.0205 \text{ кГ/мм}$; вязкое трение $P_{\text{э}}^{\dot{X}_{\text{э}}} = 0.00275 \text{ кГ/мм/с}$; коэффициент относительного демпфирования $\zeta_F = 0.4$; предварительный затыг $P_0 = 1 \text{ кГ}$, трение $P_{\text{тр}} = 0.9 \text{ кГ}$.

Путевой канал. Максимальные хода рычагов управления в путевом канале составляли $X_{\text{н}} = \pm 76 \text{ мм}$. Динамические характеристики ω_d , $\zeta_d \omega_d$, n_z^{β} варьировались в широких пределах ($\omega_d = 0.4 \div 1.0 \text{ рад/с}$, $\zeta_d \omega_d = 0.1 \div 0.8 \text{ рад/с}$, $n_z^{\beta} = -0.4 \div -1.0$). Их базовые значения составляли: $\omega_d = 0.7 \text{ рад/с}$, $\zeta_d \omega_d = 0.4 \text{ рад/с}$, $n_z^{\beta} = -0.58$.

В большинстве экспериментов чувствительность управления угловым движением рыскания $\dot{\omega}_y^{X_{\text{н}}} = \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_{\text{н}}}$ устанавливалась оптимальной для каждой динамической характеристики самолета. Зависимость путевого момента от отклонения педалей была принята линейной.

Характеристики загрузки педалей составляли: масса $m_{\text{н}} = 6.8 \text{ кг}$; градиент $P_{\text{н}}^{X_{\text{н}}} = 0.3 \text{ кГ/мм}$; вязкое трение $P_{\text{н}}^{\dot{X}_{\text{н}}} = 0.0172 \text{ кГ/мм/с}$; предварительный затыг $P_0 = 4 \text{ кГ}$, трение $P_{\text{тр}} = 2.15 \text{ кГ}$, относительное демпфирование $\zeta_F = 0.52$.

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Описание критерия резкой реакции самолета в путевом канале управления

Этот критерий разработан на основе конкретизации применительно к путевому каналу управления общего для различных каналов теоретического подхода к оценке РР, предложенного ранее в работах [46, 74]. При разработке критерия учитывались все известные нам данные и факты по РР в путевом канале управления.

1. Почему резкая реакция оценивается по перегрузкам в кабине летчика?

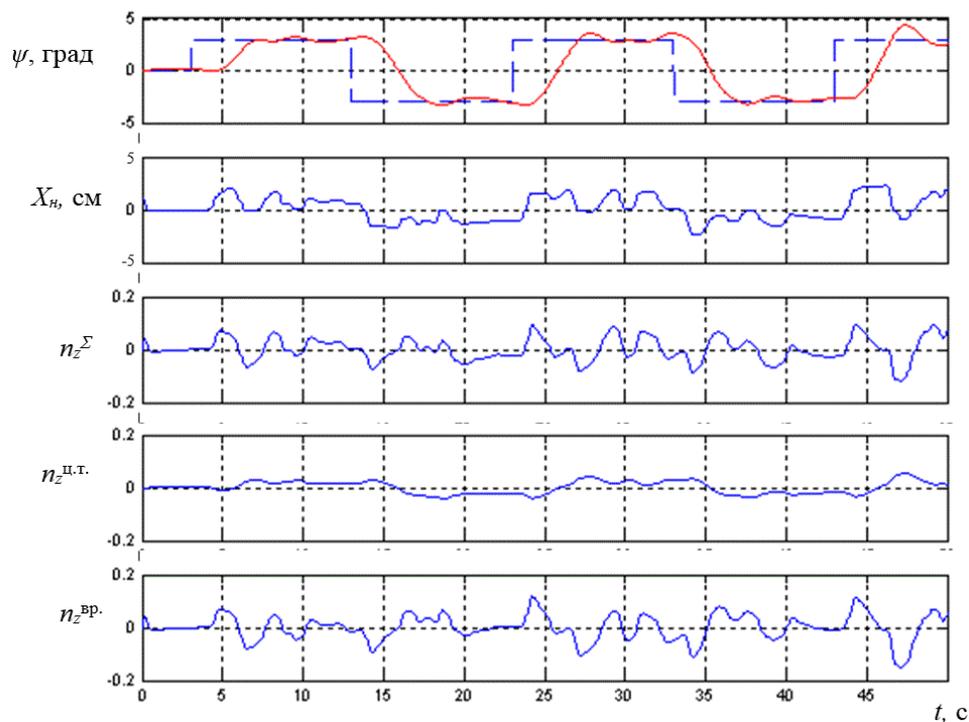
На рисунке 2.12 приведены оценки управляемости и комментарии летчика, полученные на стенде как с подвижной, так и с неподвижной кабиной при различных величинах собственной частоты ω_d и демпфирования путевого движения $\zeta_d \omega_d$. Из этих данных видно, что явление резкой реакции воспроизводится на пилотажном стенде только тогда, когда на стенде воспроизводятся боковые перегрузки, действующие на летчика. Следовательно, определяющую роль в явлении РР играют действующие на летчика боковые перегрузки самолета.

Боковая перегрузка на месте летчика состоит из различных компонент. Летчики не могут сказать какая из этих компонент вызывает РР. Они только говорят, что перегрузки, которые появляются при резкой реакции самолета, носят высокочастотный характер. Высокочастотный характер носят перегрузки, которые появляются в результате угловых ускорений относительно мгновенного центра ускорений. Но априори нельзя сказать, что никакие гармоники боковых перегрузок, возникающих из-за скольжения самолета $n_z^\beta \beta$, не влияют на РР самолета.

Для того чтобы уточнить какие именно компоненты перегрузок вызывают РР было проведено сравнение оценок управляемости самолета, полученных в одном случае (1) при воспроизведении всех компонент перегрузок (как в реальном полете), а в другом случае (2) при воспроизведении перегрузок, вызванных только угловыми ускорениями самолета. Результаты этих экспериментов приведены на рисунке Б1. Они показывают, что устранение всех компонент перегрузок $n_z^\beta \beta$ не

сказывается на резкости реакции самолета. Следовательно, РР вызывается боковыми перегрузками из-за угловых ускорений самолета.

$$\omega_d = 0.7 \text{ рад/с}; \zeta_d \omega_d = 0.4 \text{ рад/с}; L = 27\text{м.}$$



$$\omega_d = 0.7 \text{ рад/с}; \zeta_d \omega_d = 0.7 \text{ рад/с}; L = 27\text{м.}$$

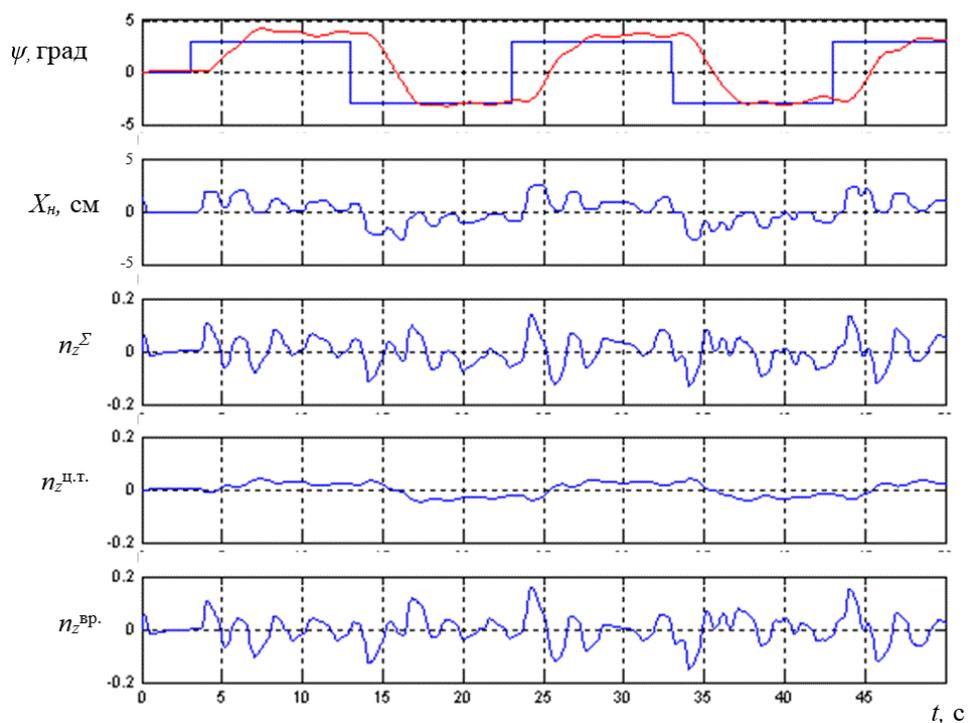


Рисунок Б1 – Переходные процессы при выполнении задачи отслеживания заданного угла курса

Отметим, что используемые в работе уравнения (1.9) движения самолета не учитывают упругости конструкции самолета. Поэтому здесь и далее мы говорим, что РР вызывается боковыми перегрузками из-за угловых ускорений самолета. Но для летчика не имеет значения, чем вызваны боковые высокочастотные перегрузки, в результате которых он негативно оценивает реакции самолета на свои действия. Это дает основание предполагать, что РР могут вызывать и боковые перегрузки, которые появляются при отклонении педалей из-за упругости конструкции самолета.

2. Почему РР мы определяем с помощью параметра λ , т.е. величиной отношения боковых перегрузок к угловой скорости рысканья?

Как было показано в разделе 2.3.1, РР самолета практически одинакова проявляется в разных задачах пилотирования, имеющие различные уровни перегрузок. Это следует, например, из данных по РР на рисунке 2.11, полученных в одном случае (1) при посадке с боковым ветром, когда угловые ускорения, а следовательно и вызванные ими боковые перегрузки достаточно большие, а в другом случае (2) - при отслеживании небольших углов рысканья, в которых такие боковые перегрузки гораздо меньше, чем при посадке с боковым ветром. Совпадение данных по РР, полученных в задачах пилотирования с разными уровнями перегрузок, означает, что летчик оценивает РР не по абсолютным величинам боковых перегрузок, которые возникают в ответ на его действия, а по их величинам, отнесенным к некоторому параметру, определяющему интенсивность всего процесса пилотирования.

Как было показано в работах [60-63, 78] определяющим параметром при выборе летчиком чувствительности путевого управления является угловая скорость рысканья. Летчик оценивает РР во многом подобно тому, как он оценивает чувствительность путевого управления. Например, также как и чувствительность управления, летчик оценивает РР в основном по реакции самолета при одних и тех же двух элементах пилотирования - (1) в начальный период времени при быстрых близких к ступенчатым отклонениям педалей (дачи) и или (2) при небольших корректирующих движениях педалями, когда от летчика

требуется достаточно точное пилотирование в режиме слежения. В связи с этим и было принято решение оценивать РР по величинам боковых перегрузок, отнесенных к величинам угловой скорости рысканья.

3. Как была получена зависимость $\Delta PR=PR(\lambda)$ (2.6) для оценки степени негативного влияния ускорений?

Эта зависимость была получена исходя из экспериментальных данных по РР. Сначала для каждой конфигурации $[\omega_d, \zeta_d \omega_d]$ по оси ординат наносилось соответствующее приращение пилотажной оценки, а по оси абсцисс соответствующая величина λ . Затем полученная зависимость была аппроксимирована выражением (2.6).

4. О модели действий летчика, используемой в РР-критерии (рисунок 2.23).

Рассматриваемая здесь модель, безусловно, не учитывает многие свойства летчика. Она учитывает только те характеристики действий летчика, которые важны для оценки РР. Рассмотрим эти свойства.

(1) Действия летчика (перемещения педалей) можно представить себе состоящими из полезной составляющей, целенаправленно создаваемой для управления самолетом, и шумовой составляющей. Частоты полезной составляющей действий летчика лежит в пределах полосы пропускания системы самолет-летчик, и следовательно полезная составляющая действий летчика носит низкочастотный характер. Шумовой составляющей действий летчика естественно считать высокочастотную составляющую действий летчика, с частотами большими полосы пропускания системы самолет-летчик.

(2) Как показывают экспериментальные данные, при изменении коэффициента усиления самолета обратно-пропорционально меняется и уровень полезной составляющей перемещений рычага управления. Что касается шумовой (высокочастотной) составляющей перемещений рычага управления, то в первом приближении можно считать, что она остается неизменной.

(3) Амплитуда перемещений рычага управления с частотами, лежащими в пределах полосы пропускания зависит от задачи пилотирования может быть любой. Поэтому желательно, чтобы модели летчика воспроизводила все частоты

полезных действий летчика. Отрицательное влияние ускорений при резкой реакции самолета на действия летчика особенно заметно, когда летчик при свободном пилотировании совершает пробные, близкие к синусоидальным, движения рычагом управления. Амплитуды таких движений в первом приближении равномерно распределены в полосе частот пропускания системы самолет-летчик.

(4) Исследования показали, что спектральная плотность шумов летчика на частотах выше частот, целенаправленно создаваемых летчиком, обратно пропорциональна квадрату частоты [25].

Всеми перечисленными свойствами должен обладать и выходной сигнал модели действий летчика. Самой простой моделью действий летчика, обладающей этими свойствами, является рассматриваемая модель (рисунок 2.23), т.е. белый шум, пропущенный через фильтр первого порядка (2.8).

Действительно, низкочастотная компонента выходного сигнала этой модели моделирует полезную низкочастотную составляющую действий летчика, направленную на создание угловой скорости рысканья, и высокочастотная компонента моделирует шумовую высокочастотную составляющую действий летчика. Низкочастотная составляющая выхода этой модели обратно пропорциональна коэффициенту усиления и имеет примерно равномерную спектральную плотность на низких частотах. Высокочастотная его компонента не зависит от коэффициента усиления самолета, а ее спектральная плотность обратно пропорциональна квадрату частоты.

5. Как получены формулы (2.7) для расчета величины λ ?

Это одна из основных формул теории случайных функций, записанная применительно к рассматриваемой модели системы самолет-летчик для оценки РР.

6. Почему в модель летчика (2.8) входит собственная частота ω_d ?

В выражении (2.8) член, содержащий ω_d , по-существу представляет собой частоту среза фильтра, т.е.:

$$\omega_c = \omega_d \cdot \frac{\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H}}{\tilde{M}_y^{X_H^*}}$$

В работах [60, 79] было показано, что характерная частота пилотирования в путевом канале управления примерно пропорциональна собственной частоте путевого движения. Поэтому сначала мы приняли, что $\omega_c \sim k_1 \omega_d$. По соображениям, которые были рассмотрены в предыдущем параграфе, мы приняли также, что ω_c пропорциональна также $\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H}$, т.е. $\omega_c \sim k_2 \tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H}$. В результате можно принять, что $\omega_c = k_1 k_2 \omega_d \tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H}$. Нам нет необходимости знать значения k_1 и k_2 по отдельности, нам необходимо знать их произведение. Чтобы не было путаницы с размерностью, мы ввели вместо этого произведения понятие «характерной чувствительности управления» $\tilde{M}_y^{X_H^*}$, которая является обратной величиной произведения $k_1 k_2$. В качестве $\tilde{M}_y^{X_H^*}$ мы выбрали $\tilde{M}_y^{X_H^*} = 0.067$ (град/с²)/мм, при которой расчеты по критерию наилучшим образом согласуются с экспериментальными данными.