

На правах рукописи



Десятник Павел Анатольевич

**КРИТЕРИИ УПРАВЛЯЕМОСТИ НЕМАНЕВРЕННЫХ САМОЛЕТОВ
В ПУТЕВОМ КАНАЛЕ УПРАВЛЕНИЯ**

Специальность: 2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов (технические науки)

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Жуковский 2021

Работа выполнена в Федеральном государственном унитарном предприятии «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ФГУП «ЦАГИ»).

Научный руководитель:

Зайчик Лариса Евгеньевна
кандидат технических наук,
старший научный сотрудник,
ФГУП «ЦАГИ»,
начальник отдела НИО-15 НИК БП

Официальные оппоненты:

Гребёнкин Александр Витальевич
доктор технических наук,
ПАО «Московский институт
электромеханики и автоматики» (МИЭА),
начальник отдела №901

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

Ведущая организация:

**ПАО «Авиационный комплекс имени
С.В. Ильюшина» (ПАО «Ил»)**, 125190,
г. Москва, Ленинградский проспект, д.45 «Г»

Защита диссертации состоится « 02 » декабря 2021 года в 16 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.03 при Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МАИ по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, а также на сайте института по адресу https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=160115.

Автореферат разослан « ___ » _____ 2021 года.

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

Учёный секретарь

диссертационного совета 24.2.327.03
доктор технических наук, доцент

А.В. Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Согласно данным ИКАО, 75% всех авиационных происшествий происходит из-за так называемого «человеческого фактора», риск возникновения которого во многом определяется характеристиками управляемости самолета. Поэтому вопросам выбора удовлетворительных характеристик управляемости, развитию критериев управляемости и совершенствованию нормативных документов уделяется особое внимание.

Важность исследуемой проблемы отражена в большом количестве нормативных документов, как отечественных, так и зарубежных, 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. Это в особенности касается путевого канала управления неманевренных самолетов. Управляемость самолета в путевом канале изучена гораздо меньше, чем в продольном или поперечном каналах управления, хотя летчику приходится использовать руль направления в самых ответственных ситуациях, например, при посадке 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 исследования характеристик путевого канала управления приобрели особую актуальность в связи с рядом инцидентов и катастроф, обусловленных недостатками характеристик управляемости в этом канале. Эти недостатки, в конечном счете, обусловлены тем, что в настоящее время отсутствуют надежные критерии и требования к характеристикам в путевом канале управления. Диссертационная работа направлена на уточнение имеющихся и развитие новых критериев управляемости, учитывающих взаимовлияние всех характеристик, определяющих управляемость в путевом канале, а именно: динамических характеристик, характеристик чувствительности управления и характеристик, определяющих взаимосвязь движений рыскания и крена.

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».

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 нормативных документах существуют требования к минимальным величинам собственной частоты и демпфирования бокового движения. Однако они недостаточны, так как при некоторых динамических

характеристиках, удовлетворяющих названным требованиям, возможно возникновение так называемой резкой реакции самолета на управляющие действия летчика, которая выражается в появлении значительных высокочастотных (пиковых) боковых перегрузок в кабине, которые вызывают негативные ощущения летчика. Поэтому требования должны предъявляться не только к минимальным, но и к максимальным величинам динамических характеристик.

Ни в нормативных документах, ни в других публикациях не содержится рекомендаций по выбору потребных величин чувствительности и эффективности в путевом канале управления, хотя эти характеристики существенным образом влияют на безопасность полета. Эмпирический путь выбора этих характеристик предполагает проведение большого количества экспериментов и не гарантирует их оптимальности. Поэтому задача создания расчетной методики определения оптимальной чувствительности управления является актуальной.

Исследование и нормирование характеристик путевого управления невозможно без рассмотрения взаимодействия движений рыскания и крена. Для современных магистральных самолетов характерны значительные величины степени поперечной статической устойчивости, что существенно затрудняет пилотирование самолета и, как свидетельствует статистика, может явиться причиной возникновения критических ситуаций. Тем не менее, существующие нормативные документы и критерии не дают рекомендаций по выбору потребной величины этого параметра, за исключением необходимости обеспечения «правильности» реакции самолета по крену на действия педалями. В связи с отсутствием теоретических подходов к определению благоприятного взаимодействия движений рыскания и крена, выбор величины \bar{M}_x^B в настоящее время производится в основном эмпирически и/или исходя из устаревших критериев, которые дают некорректный ответ применительно к современным самолетам, что существенным образом удлиняет сроки отработки характеристик системы управления.

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 соответствии с указанной целью 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 $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$, 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 полученных 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 $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ и оптимальные величины параметра

$\tilde{M}_{x \text{ экв}}^B$. Их выбор осуществляется с учетом средств автоматизации в системе управления самолета (индекс «экв»), исходя из значений амплитудно-частотных характеристик, соответственно углового движения рыскания и линейного бокового перемещения самолета на некоторой характерной частоте. Константы, входящие в математические выражения этих критериев, едины для определения как $\tilde{M}_{y \text{ эквopt}}^{X_H}$, так и $\tilde{M}_{x \text{ эквopt}}^B$.

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 выборе характеристик устойчивости и управляемости пассажирского регионального самолета SSJ-100 и среднемагистрального самолета MC-21.

Методология и методы исследования. В диссертационной работе применялись методы экспериментальных исследований и математического моделирования, используемые 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 $\tilde{M}_{xЭКВ}^B$, 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 результатов работы. По теме диссертации написано и опубликовано 18 печатных работ, в том числе 4 в периодических изданиях, рекомендованных ВАК, 4 в журналах, входящих в Scopus, сделано 10 докладов на международных и всероссийских научных конференциях и семинарах. Список работ приведен в конце автореферата.

Результаты диссертационной работы используются в учебном процессе в корпоративном университете ФГУП «ЦАГИ» в качестве составной части курсов повышения квалификации сотрудников организации авиационной промышленности.

Личный вклад автора. 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.

Объем и структура работы. Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения и двух приложений, изложена на 176 страницах печатного текста, включает 83 рисунка, 3 таблицы и список используемой литературы из 82 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы научная новизна и практическая значимость диссертационной работы, обозначена цель работы и сформулированы задачи исследований, определены положения, выносимые на защиту. Кратко изложено состояние вопроса в исследуемой области.

В **первой главе** сформулированы задачи исследований, определены условия эксперимента и разработана методика проведения экспериментов.

Основной целью экспериментов являлось создание базы данных по влиянию различных характеристик самолета на управляемость в путевом канале, позволяющей уточнить требования к динамическим характеристикам путевого канала и создать систему критериев для выбора оптимальных величин чувствительности управления и параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$.

Эксперименты проводились на пилотажном стенде ЦАГИ с подвижной кабиной ПСПК-102 (рисунок 1). Для оценки управляемости использовалась шкала Купера-Харпера и шкала оценки тенденции к раскачке самолета летчиком, анализировались записи процессов пилотирования и комментарии летчиков.



Рисунок 1 - Пилотажный стенд с подвижной кабиной ПСПК-102

В экспериментах моделировались посадка с боковым ветром, посадка со сдвигом бокового ветра, а также специальные задачи пилотирования, такие как отслеживание «прыгающей полосы» (многократное повторение задачи посадки с начальным боковым отклонением) и отслеживание заданного угла курса для выявления и демонстрации некоторых особенностей путевого управляемости.

В экспериментах принимали участие летчики-испытатели ЛИИ имени М.М.Громова и фирм ПАО «Корпорация «Иркут» и ПАО «Туполев».

В работе были получены уравнения бокового движения, выраженные в обобщенных параметрах (1).

$$\begin{aligned} \ddot{\beta}_k + 2\zeta_a \omega_a \dot{\beta}_k + \omega_a^2 \beta_k &= \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_x} \omega_x - \frac{g}{V} \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{\omega_y} \gamma + \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{\delta_H} \delta_H - \omega_a^2 \beta_w + \tilde{c}_z^\beta \dot{\beta}_w + \tilde{M}_{y \text{ экв}}^{\delta_\varepsilon} \delta_\varepsilon + \tilde{c}_z^{\delta_H} \dot{\delta}_H \\ \dot{\omega}_x &= \tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta (\beta_k + \beta_w) - \frac{1}{T_{кр}} \omega_x + \frac{\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\omega_y}}{\cos \alpha + \tilde{c}_z^{\delta_H} K_{\omega_y}} \dot{\beta}_k - \frac{g}{V} \frac{\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\omega_y} \cos \alpha}{\cos \alpha + \tilde{c}_z^{\delta_H} K_{\omega_y}} \gamma + \tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\delta_H} \delta_H + \tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\delta_\varepsilon} \delta_\varepsilon \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - tg \alpha \left(\frac{\dot{\beta}_k - \tilde{c}_z^\beta \beta_k - \tilde{c}_z^\beta \dot{\beta}_w - \omega_x \sin \alpha - \frac{g}{V} \gamma \cos \alpha - \tilde{c}_z^{\delta_H} \dot{\delta}_H}{\cos \alpha + \tilde{c}_z^{\delta_H} K_{\omega_y}} \right) \end{aligned} \quad (1)$$

Обобщенные параметры используются во многих критериях управляемости, т.к. они позволяют выявить физическую сущность критериев. В настоящей работе в качестве обобщенных

параметров использовались собственная частота ω_d , демпфирование $\zeta_d \omega_d$, параметр n_z^β , постоянная времени крена $T_{кр}$, чувствительность управления $\tilde{M}_{у экв}^{X_n}$, постоянная времени пре-фильтра в путевом канале управления $T_{пр н}$, параметр $\tilde{M}_{x экв}^\beta$. Индекс «экв» показывает, что эти величины получены с учетом средств автоматизации в системе управления самолета.

Обобщенные параметры поперечного и путевого каналов управления в экспериментах варьировались в пределах, указанных в Таблице. Это позволило смоделировать динамические конфигурации самолетов 3-его класса с весами от 30 до 200 тонн. Характеристики продольного канала управления оставались неизменными.

Описание переменной		Диапазон изменения
$\omega_d \sim \tilde{M}_y^\beta$	собственная частота	0.4÷1.0 рад/с
$\zeta_d \omega_d \sim \tilde{M}_y^{\omega_y}$	размерное демпфирование	0.1÷0.8 рад/с
$n_z^\beta = c_{z экв}^\beta \frac{qS}{G}$	производная перегрузки по углу скольжения	-0.4÷-1.0
$T_{кр} = -1 / \tilde{M}_{x экв}^{\omega_x}$	постоянная времени движения крена	0.5÷1.1 с
$T_{пр н}$	постоянная времени префильтра в путевом канале	0÷0.5 с
$\tilde{M}_{у экв}^{X_n} \approx \omega_y^{X_n}$	чувствительность путевого управления	выбиралась по минимуму субъективной оценки летчика
$\tilde{M}_{x экв}^\beta \approx \dot{\omega}_x^\beta$	эквивалентная величина производной момента по крену от угла скольжения	

Описание используемой модели самолета приведено в Приложении А работы.

Всего было рассмотрено около 500 различных динамических конфигураций и выполнено порядка 5000 экспериментов.

Во **второй** главе приводится анализ экспериментальных данных и предлагаются уточненные требования к динамическим характеристикам, а также рекомендации по модификации алгоритмов управления движением кабины пилотажного стенда при изучении явления резкой реакции самолета.

Проведенные в работе эксперименты показывают, что в дополнение к имеющимся ограничениям по минимальным значениям собственной частоты ω_d и демпфирования $\zeta_d \omega_d$ движения рыскания, должны быть сформулированы ограничения на их максимальные величины в связи с возникновением явления резкой реакции самолета на управляющие действия летчика педалями.

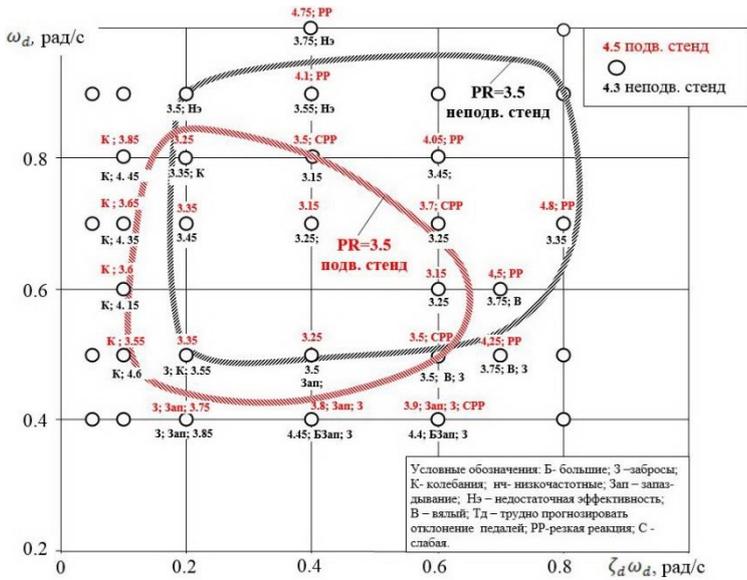


Рисунок 2 – Влияние подвижности кабины
стенда на оценку резкой реакции

Резкая реакция (PP) проявляется только при воспроизведении боковых перегрузок n_z на пилотажном стенде. На рисунке 2 дано сравнение экспериментальных данных, полученных на подвижном (красный) и неподвижном (черный) пилотажном стенде. Видно, что область приемлемых значений собственной частоты ω_d и демпфирования $\zeta_d \omega_d$ для случая подвижного стенда значительно сузилась. Тем не

менее, оптимальные с точки зрения летчиков величины ω_d и $\zeta_d \omega_d$, полученные на

подвижном и неподвижном стенде, примерно одинаковы.

На основе анализа переходных процессов и частотных характеристик рассмотрен механизм возникновения PP в зависимости от различных характеристик бокового канала управления. В работе показано, что положение верхней границы в плоскости параметров «собственная частота-демпфирование» во многом зависит от расположения летчика относительно мгновенного центра ускорений ($l - l_{мцу}$), чувствительности управления $\tilde{M}_{у_{ЭКВ}}^{X_n}$ и постоянной времени префильтра $T_{пр н}$. Так, с увеличением выноса летчика и чувствительности управления, граница будет смещаться вниз, а с введением префильтра в прямую цепь от педалей к отклонению штока приводимый диапазон $[\omega_d, \zeta_d \omega_d]$ будет расширяться. Поэтому введение префильтра является одним из способов устранения тенденции к резкой реакции самолета.

Полученные в работе экспериментальные данные послужили основой для создания критерия оценки тенденции к резкой реакции самолета применительно к путевому каналу управления. Согласно критерию, степень влияния резкой реакции можно оценить в зависимости от величины параметра λ (2), который есть отношение уровня высокочастотной возникающей боковой перегрузки $\sigma_{n_z в.ч.}$ к уровню создаваемой угловой скорости рыскания σ_{ω_y} .

$$\lambda = \frac{\sigma_{n_z в.ч.}}{\sigma_{\omega_y}} \quad (2)$$

Подробное обоснование критерия приведено в Приложении Б диссертационной работы.

Для случая, когда динамика самолета описывается классическими уравнениями второго порядка, выражение для оценки величины λ принимает вид (3).

$$\lambda = \frac{(l-l_{мцу})}{g} \sqrt{\frac{\omega_d^2 + 2\zeta_d \omega_d \cdot \omega_d \cdot \frac{\tilde{M}_{у экв}^{X_H}}{\tilde{M}_{у*}^{X_H}} + \omega_d^2 \cdot T_{пр н} \cdot \omega_d \cdot \frac{\tilde{M}_{у экв}^{X_H}}{\tilde{M}_{у*}^{X_H}}}{1 + 2\zeta_d \omega_d \cdot T_{пр н} + \omega_d \cdot \frac{\tilde{M}_{у экв}^{X_H}}{\tilde{M}_{у*}^{X_H}} \cdot T_{пр н}}}. \quad (3)$$

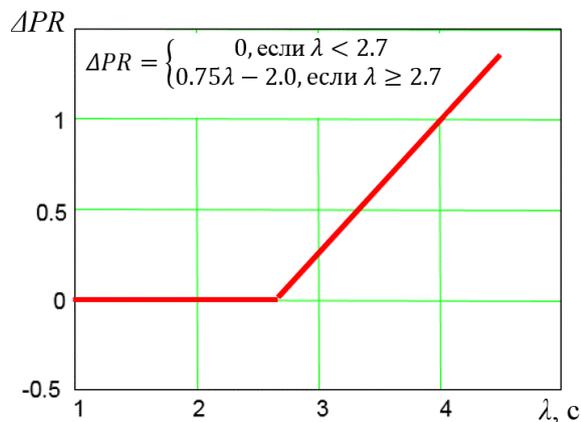


Рисунок 3 – Ухудшение пилотажных оценок летчика в зависимости от параметра λ

Зависимость ухудшения оценок летчика в зависимости от параметра λ можно оценить из рисунка 3.

Из этого критерия вытекает практическая рекомендация: для обеспечения необходимого быстродействия и, в то же время, во избежание резкой реакции, характеристики путевого канала должны выбираться такими, чтобы величина параметра λ была близкой к 2.7, т.е. $\lambda \approx 2.7$ с.

Так как в обнаружении резкой реакции важную роль играют ощущаемые летчиком перегрузки, в работе был сделан ряд методических рекомендаций по воспроизведению этих перегрузок на подвижном пилотажном стенде.

С целью приближения воспроизводимых перегрузок к реальным, в алгоритмы управления движением кабины стенда вводится дополнительный фильтр (рисунок 4), который расширяет спектр частот воспроизводимой боковой перегрузки.

В работе дается подробное описание процесса выбора параметров этого фильтра с точки зрения как минимизации возникающий ложных ощущений, так и технических ограничений по перемещению стенда. Для удовлетворения этих условий в работе были выбраны следующие величины параметров фильтров: $T_{звч} = T_{знч} = 1.5$ с, $K=0.5$.

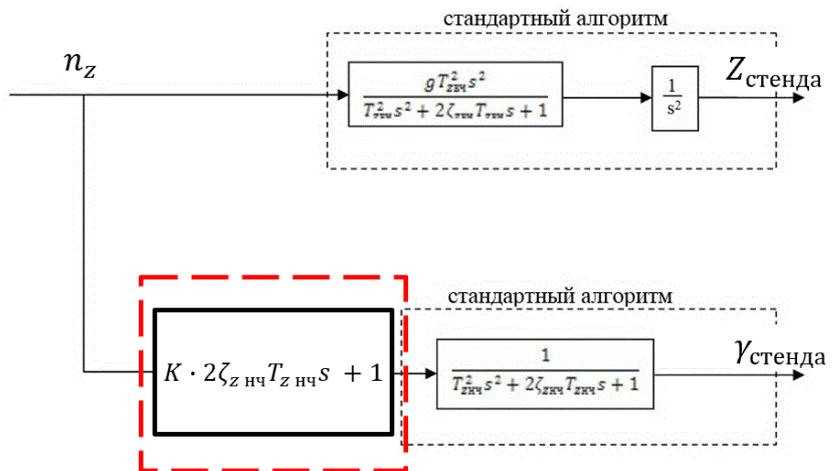


Рисунок 4 – Алгоритмы управления подвижностью для моделирования резкой реакции самолета в боковом канале ($T_{звч} = T_{знч}$, $\zeta_{звч} = \zeta_{знч} = \zeta_{\psi} = 0.7$)

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

Третья глава посвящена разработке двух критериев для оценки оптимальных величин чувствительности управления по педалям: в частотной и во временной области.

Критерий в частотной области. В работе дается математический вывод формулы критерия исходя из положения о том, что существует некоторый желаемый для летчика уровень усилий и перемещений рычага управления (P_* , X_*); отклонение усилий и перемещений рычага управления (\bar{P} , \bar{X}) от их желаемых величин приводит к ухудшению управляемости самолета, что выражается в ухудшении пилотажной оценки.

Уровни усилий \bar{P} и перемещений \bar{X} рычага управления определяются характеристиками загрузки (градиентом P^x , предварительным затягом P_0 , трением $P_{тр}$) и характеристиками чувствительности управления (в путевом канале управления - $\tilde{M}_{у экв}^{X_H}$). При заданных ограничениях на одни характеристики летчик выбирает в качестве оптимальных такие величины других характеристик, чтобы усилия и перемещения рычага управления были как можно ближе к некоторому желаемому уровню P_* , X_* , определяемому типом рычага управления.

Математически, оптимизация чувствительности управления в путевом канале сводится к поиску такой величины $\tilde{M}_{у экв}^{X_H}$, при которой достигается минимум функционала (4):

$$\min_{\tilde{M}_{у экв}^{X_H}} J = (\bar{P} - P_*)^2 + k(\bar{X} - X_*)^2. \quad (4)$$

Необходимое и достаточное условия этого минимума имеют вид $\frac{\partial J}{\partial \tilde{M}_{у экв}^{X_H}} = 0$, $\frac{\partial^2 J}{\partial^2 \tilde{M}_{у экв}^{X_H}} > 0$.

Второе условие выполняется всегда, и оптимальная величина чувствительности управления является решением первого уравнения.

В результате математических выкладок была получена формула (5) для определения оптимальной величины чувствительности управления в путевом канале.

$$\tilde{M}_{у экв opt}^{X_H} = \tilde{M}_{у экв}^{X_H} \left| W_{\omega_y / X_H}(j\omega_*) \right|^{-1} \cdot A(P^x, P_0, P_{тр}), \quad (5)$$

где $W_{\omega_y / X_H}(j\omega_*)$ – амплитуда АЧХ передаточной функции по угловой скорости рыскания ω_y на отклонение педали X_H на характерной частоте ω_* .

Физический смысл рассматриваемого критерия становится ясным, если его представить

в виде: $\left| W_{\omega_y / X_H}(j\omega_*, \tilde{M}_{у экв opt}^{X_H}, \omega_d, \zeta_d \omega_d, \dots) \right| = A$.

Это означает, что оптимальная величина чувствительности управления выбирается таким образом, чтобы значение амплитудно-частотной характеристики $W_{\omega_y/X_H}(j\omega)$ на характерной частоте ω_* было равным некоторой константе A независимо от динамических характеристик самолета (рисунок 5).

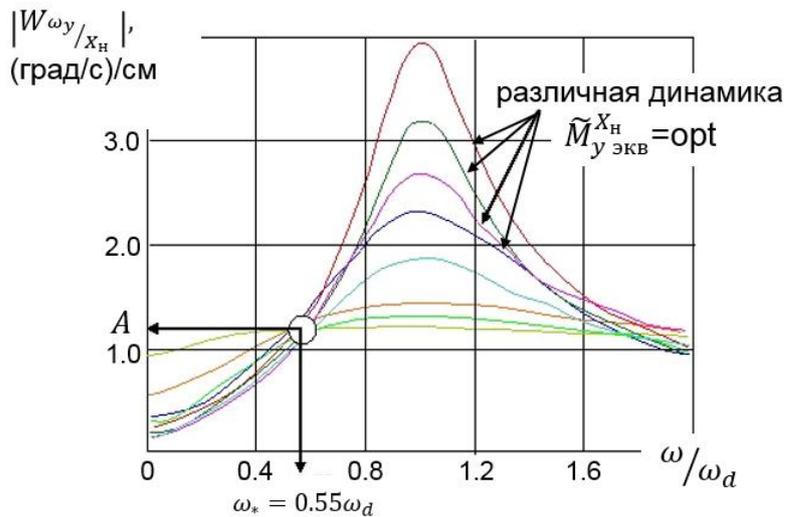
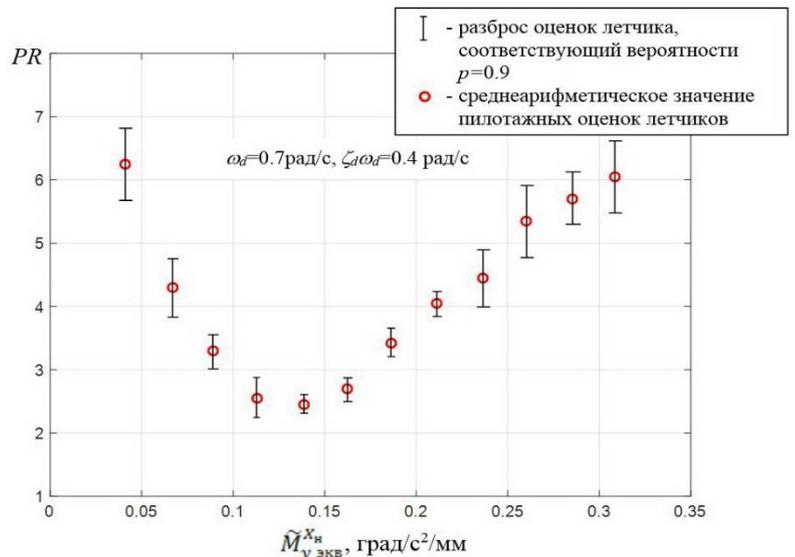


Рисунок 5 – Амплитудно-частотная характеристика передаточной функции W_{ω_y/X_H} для различных динамических характеристик путевого канала управления при соответствующих им оптимальной чувствительности управления

Величины характерной частоты ω_* и константы A выбирались из условия наилучшего совпадения экспериментальных и расчетных данных.

С целью обоснования критерия и выбора величин параметров ω_* и A было проведено около 3000 экспериментов на пилотажном стенде с различными комбинациями таких параметров, как ω_d , $\zeta_d \omega_d$, n_z^β , $T_{кр}$, а также чувствительность $X_3^{\omega_x}$ и эффективность $M_x^{\delta_3} \delta_{3 max}$ поперечного канала управления для различных интенсивностей ветра, параметра $\tilde{M}_{y экв}^\beta$, характеристик загрузки педалей P_0 , $P_{тр}$, P^X и скоростей захода на посадку.

На рисунке 6 приведен один пример полученных экспериментальных данных для конкретной динамической конфигурации – зависимость пилотажных оценок летчика PR от величины чувствительности управления $\tilde{M}_{y экв}^{X_H}$. Видно, что по мнению летчика существует оптимальная величина чувствительности, которая соответствует наилучшей оценке.



Анализ результатов эксперимента показал, что оптимальная чувствительность управления зависит главным образом от динамических характеристик путевого канала управления (ω_d и $\zeta_d \omega_d$).

Рисунок 6 – Пример экспериментальных данных, полученных при определении влияния различных характеристик бокового канала управления на оптимальные величины чувствительности управления в путевом канале

Характеристики поперечной устойчивости и управляемости ($T_{кр}$, $X_9^{\omega_x}$) не оказывают влияния на выбор оптимальной чувствительности путевого управления.

Эксперименты и проведенные расчеты по критерию показали, что характерная частота в путевом канале зависит от собственной частоты движения рыскания $\omega_* = 0.55\omega_d$, параметр A зависит от характеристик загрузки и может быть выбран из рисунка 7. Для характеристик загрузки, соответствующих чаще всего используемым на практике, параметр A составляет 0.08 (град/с)/мм.

Изменение параметра $\tilde{M}_{x экв}^\beta$ от 0 до некоторых величин не оказывает влияния на выбор оптимальной чувствительности управления; при больших величинах $\tilde{M}_{x экв}^\beta$ происходит уменьшение оптимальных величин $\tilde{M}_{у экв}^{X_H}$ (рисунок 8). При этом степень этого влияния определяется демпфированием $\zeta_d \omega_d$ (чем больше $\zeta_d \omega_d$, тем сильнее влияние). Для учета этой особенности, в формулу критерия вводится коэффициент $K(\tilde{M}_{x экв}^\beta)$.

Тогда общая формула (5) для определения оптимальной чувствительности управления принимает вид (6).

$$\tilde{M}_{у экв opt}^{X_H} = \tilde{M}_{у экв}^{X_H} \left| W_{\omega_y/X_H}(j\omega_*) \right|^{-1} \cdot A(P^X, P_0, P_{тр}) \cdot K(\tilde{M}_{x экв}^\beta), \quad (6)$$

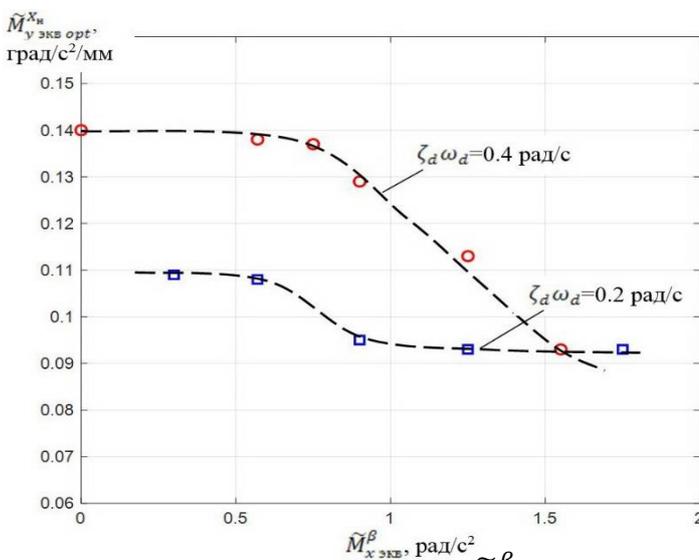


Рисунок 8 – Влияние параметра $\tilde{M}_{x экв}^\beta$ на оптимальные величины чувствительности управления для различного демпфирования $\zeta_d \omega_d$

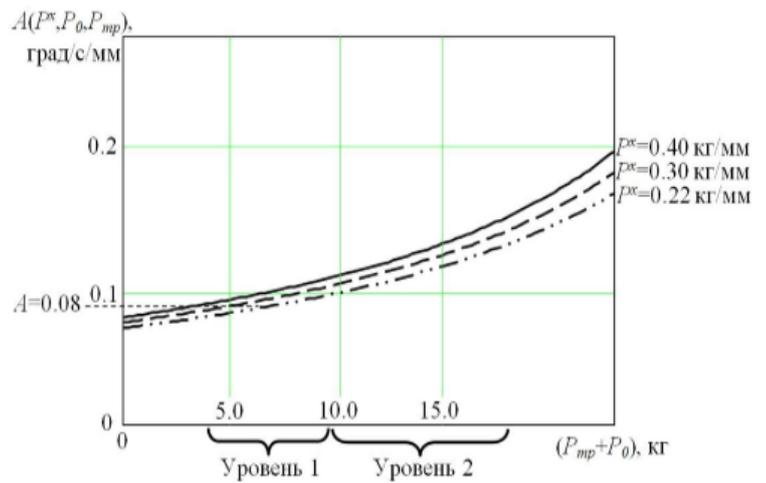


Рисунок 7 – Зависимость параметра A от характеристик загрузки педалей

где $K(\tilde{M}_{x экв}^\beta)$ – коэффициент, учитывающий влияние больших величин параметра $\tilde{M}_{x экв}^\beta$.

Если параметр $\tilde{M}_{x экв}^\beta$ на самолете выбран наилучшим образом, то $K(\tilde{M}_{x экв}^\beta) = 1$.

Когда динамика путевого канала описывается классическими уравнениями второго порядка, то формула для определения оптимальной величины $\tilde{M}_{у экв}^{X_H}$ принимает вид (7) с учетом $\omega_* = 0.55\omega_d$.

$$\tilde{M}_{y \text{ экв } opt}^{X_H} = \omega_d^2 \sqrt{\frac{0.49 + 1.2\zeta_d^2}{0.3\omega_d^2 + (n_z^{\beta} \frac{g}{V})^2}} \cdot A(P^x, P_0, P_{TP}). \quad (7)$$

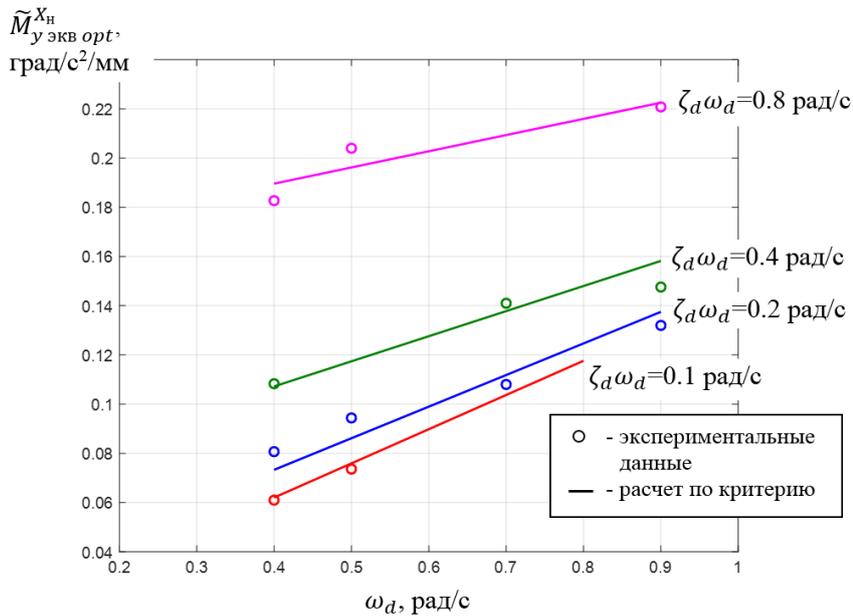


Рисунок 9 – Зависимость оптимальной чувствительности управления $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ от динамических характеристик путевого канала управления (ω_d и $\zeta_d \omega_d$)

Физический смысл временного критерия состоит в том, что летчик выбирает оптимальную чувствительность так, чтобы на определенное отклонение педалей достигалась одна и та же максимальная скорость рыскания независимо от динамических характеристик самолета в некотором временном диапазоне ($0 < t \leq 4$ с).

На рисунке 10 приведены переходные процессы по угловой скорости рыскания для различных комбинаций динамических характеристик с оптимальными величинами $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$. Видно, что для разных динамических характеристик самолета при оптимально выбранных величинах $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ максимальные величины скорости рыскания, которые достигаются за промежуток времени от 0 до 4, оказываются примерно одинаковыми, несмотря на большой диапазон изменения динамических характеристик. Следует отметить, что при оптимально выбранной чувствительности за этот

Как видно из рисунка 9, расчеты хорошо совпадают с экспериментами, в которых летчик выбирал оптимальную чувствительность управления при определенных величинах собственной частоты, демпфирования и других характеристик бокового канала управления.

Критерий во временной области. Этот критерий наиболее удобен с практической точки зрения, т.к. в нем используются переходные процессы, а не частотные характеристики.

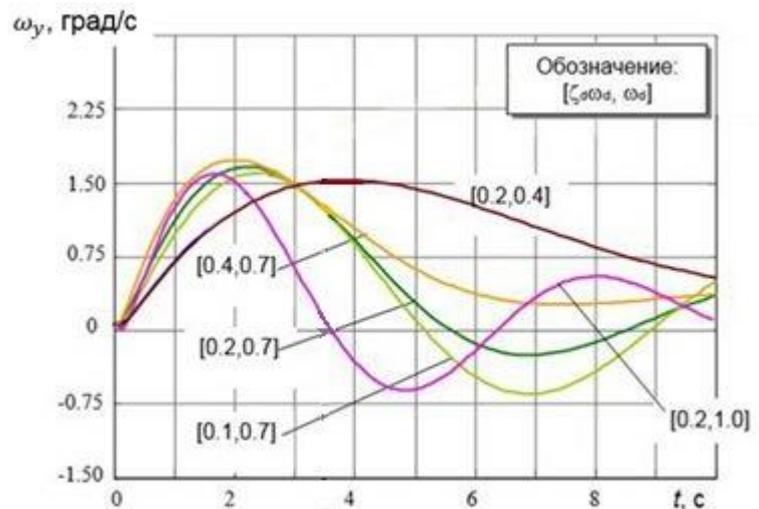


Рисунок 10 – Переходные процессы по угловой скорости рыскания на отклонение педалей на 20 мм

промежуток времени при разных динамических характеристиках достигаются примерно и одинаковые углы рысканья.

Для вывода формулы временного критерия использовались те же положения, что и для вывода частотного критерия, приведенного ранее. Полученная формула для расчета оптимальной чувствительности управления выглядит следующим образом:

$$\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H \text{ opt}} = \frac{\tilde{M}_{y_{\text{ЭКВ}}}^{X_H X_0}}{\max \omega_y(t)} \cdot A(P^x, P_0, P_{\text{ТР}}) \cdot K(\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}), \quad (8)$$

где X_0 – некоторое фиксированное отклонение педалей; $\max \omega_y(t)$ – максимальное значение угловой скорости рыскания в интервале времени $0 < t \leq 4$ с; $K(\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta})$ – коэффициент для учета влияния больших величин параметра $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$; $A(P^x, P_0, P_{\text{ТР}})$ – параметр, зависящий от характеристики загрузки педалей (рисунок 7).

В четвертой главе разрабатывается критерий выбора оптимальной величины параметра $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$, определяющего взаимосвязь движений рыскания и крена при управлении педалями.

В существующей литературе при рассмотрении вопросов взаимодействия поперечной динамики используют такие критерии, как и-критерий, λ^2 -критерий; в зарубежной литературе используются критерии γ/β , ω_{γ}/ω_d , критерий колебаний по крену и критерий ограничения угла скольжения. В работе был проведен анализ возможности их использования для выбора оптимальной величины $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$.

В качестве примера на рисунке 11 приведены зависимости пилотажных оценок летчика от параметра γ/β при различных величинах ω_d , $\zeta_d \omega_d$, $T_{\text{кр}}$. Видно, что выбранным летчиками в экспериментах оптимальным величинам $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ соответствуют разные величины γ/β , что не позволяет использовать этот критерий для выбора оптимального взаимодействия движений рыскания и крена. В работе показано, что и другие из перечисленных критериев не могут быть использованы для выбора оптимальных значений $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$.

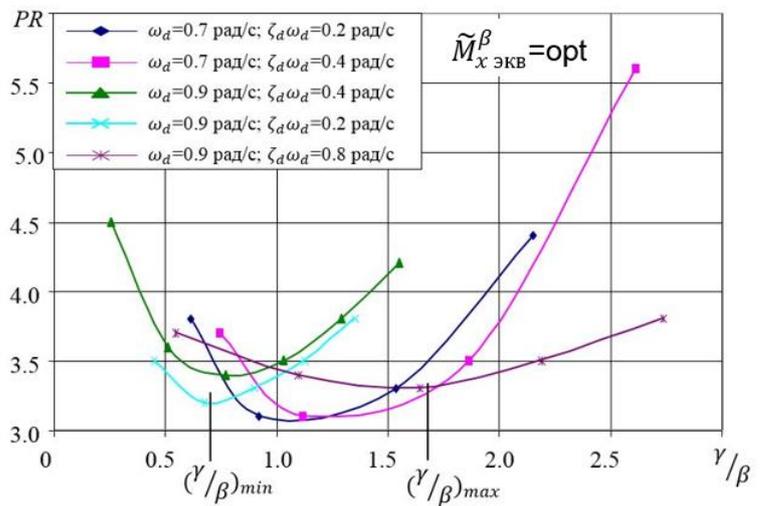
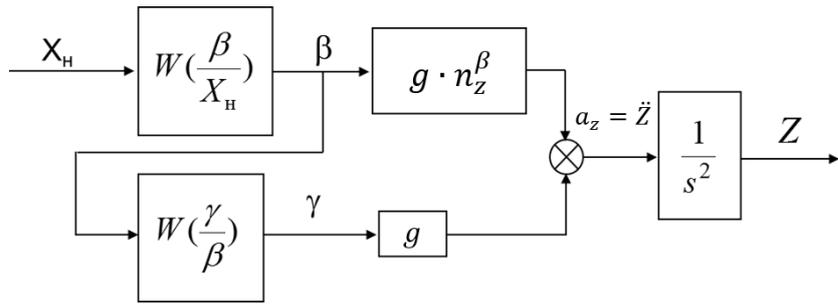


Рисунок 11 – Разбросы по критерию γ/β

В работе показано, что и другие из перечисленных критериев не могут быть использованы для выбора оптимальных значений $\tilde{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$.

Отклоняя педали, летчик управляет одновременно и угловым, и линейным перемещением самолета. В главе 3 при выборе оптимальной чувствительности углового движения рассматривается контур «отклонение педалей – угловая скорость рыскания». Для определения наиболее важного контура управления с точки зрения выбора летчиком оптимальных



величин $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ в работе рассматривались специальные задачи пилотирования, которые показали, что определяющим для летчика при выборе $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ является контур управления боковым перемещением самолета (рисунок 12).

Рисунок 12 – Блок схема управления самолета педалями

Как следует из рисунка 12, боковое ускорение $\ddot{Z} = a_z$ возникает как за счет боковой перегрузки n_z , так и за счет угла крена γ , который развивается из-за угла скольжения. В операторном виде это можно описать выражением (9).

$$W_{\frac{a_z}{\beta}} = g \left(n_z^\beta + W_{\gamma/\beta} \right). \quad (9)$$

Сущность предлагаемого критерия состоит в том, что в качестве оптимальной величины $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ летчик выбирает такое ее значение, при котором значение амплитудно-частотной характеристики самолета «боковое ускорение-скольжение» на определенной частоте ω_* для любых динамических характеристик самолета остается одинаковым (рисунок 13). Математически его можно записать в следующем виде:

$$g \left| n_z^\beta + W_{\gamma/\beta} \left(j\omega_*, \tilde{M}_{x \text{ экв } opt}^\beta \right) \right| = B. \quad (10)$$

В качестве характерной частоты примем такую ее величину, которая используется в критерии для определения оптимальной чувствительности управления в путевом канале, т.е. $\omega_* = 0.55\omega_d$ (рисунок 5). Основанием для этого может являться тот факт, что летчик при управлении педалями одновременно управляет и угловыми, и линейными перемещениями самолета.

С целью обоснования критерия и определения величины параметра B было проведено порядка 2000 экспериментов на пилотажном стенде с различными динамическими конфигура-

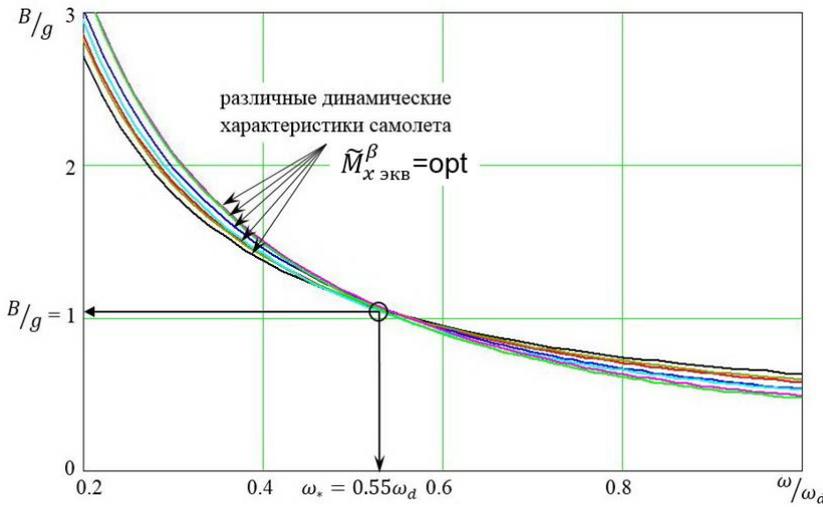


Рисунок 13 – Амплитудная характеристика критерия (9), построенная для различных динамических характеристик самолета в боковом канале управления ($\omega_d, \zeta_d \omega_d, T_{кр}, n_z^\beta$) при оптимальной величине $\tilde{M}_{x экв}^\beta$

циями самолета, в которых изучалось влияние таких параметров, как $\omega_d, \zeta_d \omega_d, n_z^\beta, T_{кр}$, чувствительности путевого $\tilde{M}_{y экв}^{X_H}$ и поперечного $X_3^{\omega_x}$ каналов управления, параметров $\frac{g}{V} \tilde{M}_{y экв}^{\omega_y}, \bar{M}_{x экв}^{\delta_H}, \tilde{M}_{y экв}^{\omega_x}$. Показано, что основными параметрами, влияющими на выбор оптимальной величины параметра $\tilde{M}_{x экв}^\beta$, являются собственная частота ω_d , постоянная времени

крена $T_{кр}$ и параметр n_z^β .

Выбранная из условия наилучшего совпадения экспериментальных и расчетных данных величина B/g составляет 1 с^{-1} .

Когда движение по крену описывается уравнением изолированного движения крена

$W_{\gamma/\beta} = \frac{\tilde{M}_{x экв}^\beta \cdot T_{кр}}{p(T_{кр}p+1)}$, то имеем следующее выражение для определения оптимальной величины $\tilde{M}_{x экв}^\beta$:

$$\tilde{M}_{x экв opt}^\beta = n_z^\beta \omega_*^2 - \frac{1}{T_{кр}} \sqrt{\frac{B^2}{g^2} \omega_*^2 (1 + T_{кр}^2 \omega_*^2) - n_z^{\beta 2} \omega_*^2}. \quad (11)$$

На рисунке 14 дается сравнение рассчитанных по критерию (линии) и экспериментальных зависимостей (точки) оптимальных значений $\tilde{M}_{x экв}^\beta$ от собственной частоты ω_d , постоянной времени крена $T_{кр}$. Видно, что расчетные данные хорошо согласуются с экспериментальными. В экспериментах летчик выбирал оптимальную

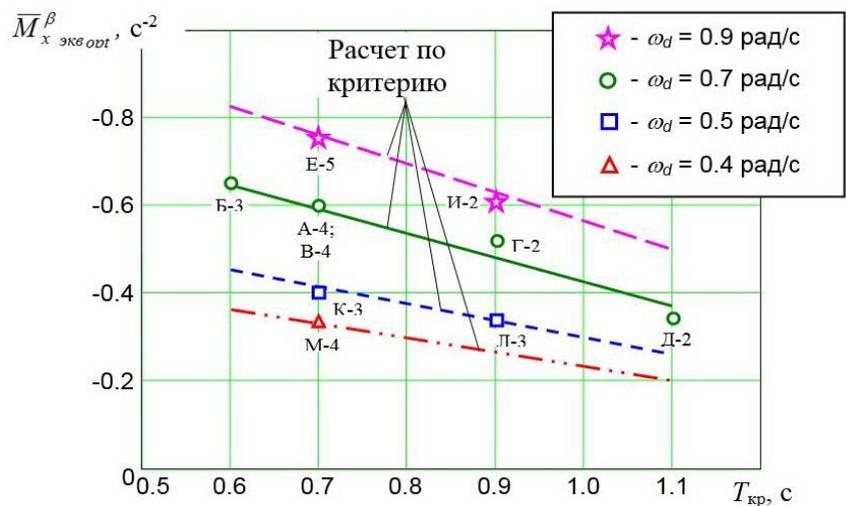


Рисунок 14 – Сравнение экспериментальных и рассчитанных согласно разработанному критерию (10) данных

величину $\tilde{M}_{x_{\text{экв}}}^{\beta}$ при определенных значениях собственной частоты, постоянной времени крена и других характеристик бокового канала управления.

В пятой главе продемонстрированы некоторые способы использования разработанных критериев на практике применительно к самолету МС-21-300 и показаны пути реализации оптимальных величин чувствительности $\tilde{M}_{y_{\text{экв}}}^{X_n}$ и параметра $\tilde{M}_{x_{\text{экв}}}^{\beta}$ для этого самолета.

1. Обеспечение удовлетворительных динамических характеристик.

В соответствии с выражением (3), для проведения оценки тенденции к возникновению резкой реакции исходными данными являются:

- расстояние от места расположения летчика до мгновенного центра ускорений $(l - l_{\text{мцу}})$,
- величины собственной частоты ω_d и демпфирования $\zeta_d \omega_d$ движения рыскания,

- величина чувствительности управления $\tilde{M}_{y_{\text{экв}}}^{X_n}$,
- значение постоянной времени префильтра $T_{\text{пр н}}$ в системе управления путевого канала.

Для самолета МС-21-300 величины собственной частоты и демпфирования составляют: $\omega_d=1.2$ рад/с, $\zeta_d \omega_d=0.5$ рад/с. Согласно формуле (3), для таких величин ω_d , $\zeta_d \omega_d$ при нулевом значении постоянной времени префильтра $T_{\text{пр н}}$, параметр λ равен 3.4 с, что соответствует тенденции самолета МС-21-300 к резкой реакции в путевом канале управления (рисунок 15).

Как показано в главе 2, наиболее эффективным способом устранения тенденции к РР является увеличение постоянной времени префильтра. 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 так, чтобы обеспечить условие $\lambda=2.7$ с.

Как показывает расчет, выполнение условия $\lambda=2.7$ с достигается при $T_{\text{пр н}}=0.3$ с. Именно такая величина постоянной времени префильтра принята в системе путевого управления самолета МС-21-300.

2. Оценка оптимальной чувствительности управления и наилучшей взаимосвязи движений рыскания и крена.

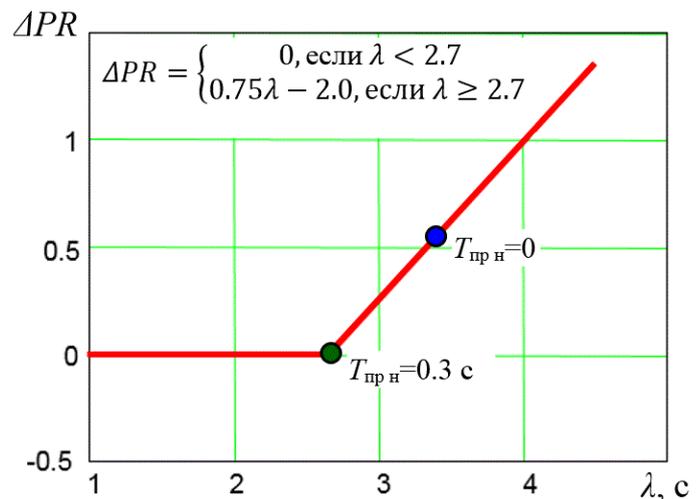


Рисунок 15 – Расчет параметра λ для самолета МС-21-300, соответствующий тенденции самолета к резкой реакции

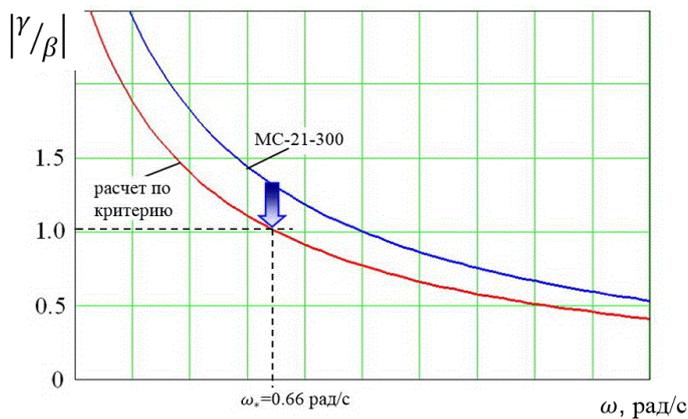


Рисунок 16 – Частотная характеристика функции $W_{\gamma/\beta}$ для критериальной зависимости и построенная для самолета МС-21-300

Оптимальной величины чувствительности управления, расчетные величины совпадают с реализованными на самолете.

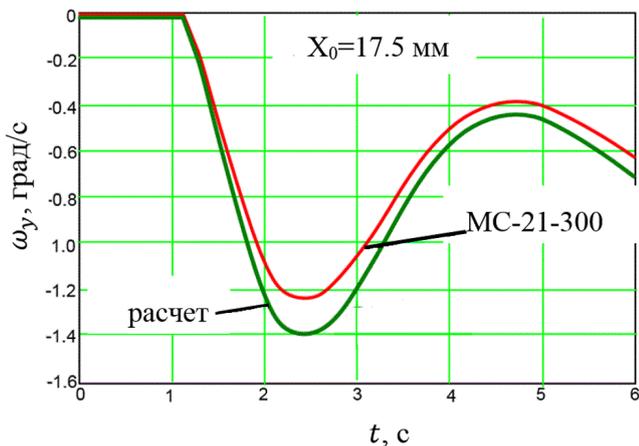


Рисунок 17 – Переходные процессы по угловой скорости рыскания на ступенчатое отклонение педалей для оптимальной чувствительности управления, рассчитанной по критерию (7), и построенной для самолета МС-21-300

Проведенный анализ показал, что реализованная на самолете величина $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ на 20-25% больше расчетной согласно критерию (рисунок 16). В то же время, чувствительность управления, реализованная на самолете, оказалась на 15-20% ниже расчетной по временному критерию (рисунок 17). Однако с учетом поправочного коэффициента $K(\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta)$ (рисунок 18), учитывающего влияние $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ (7) для расчета оптимальной величины чувствительности управления, расчетные величины совпадают с реализованными на самолете.

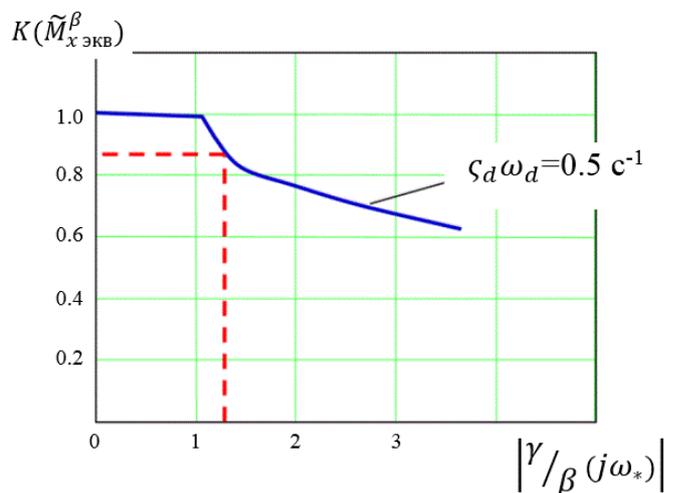


Рисунок 18 – Поправочный коэффициент для выбора чувствительности управления в случае неоптимальности характеристики $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$

В работе рассмотрены пути обеспечения требуемых величин $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^\beta$ при различных видах алгоритмов системы управления, реализующих взаимодействие движений рыскания и крена. С помощью экспериментов, проведенных с реальной моделью самолета МС-21-300, показано, что 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.

Проведенный анализ доказывает эффективность разработанных критериев и возможность их применения для выбора характеристик управляемости современных маневренных самолетов в путевом канале.

Заключение

В результате проведенных исследований 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 бокового 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-го класса, а именно, определена замкнутая область в плоскости параметров «собственная частота – демпфирование», ограничивающая максимальные величины динамических характеристик из-за появления резкой реакции самолета на управляющие 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 $\tilde{M}_{y \text{ экв}}^{X_H}$ с учетом влияния динамических характеристик, характеристик загрузки педалей и величины параметра $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$;

- оптимальные величины степени эквивалентной поперечной статической устойчивости $\tilde{M}_{x \text{ экв}}^{\beta}$ 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 РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в изданиях, входящих в перечень ВАК РФ (1-4) и реферативную базу данных

Scopus (5-8):

1. *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, (№1881, перечень ВАК, от 22.10.2010 г.)
2. *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, (№1327, перечень ВАК, от 01.12.2015 г.)
3. *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, (№214, перечень ВАК, от 11.05.2017 г.)
4. *Десятник, П.А.* Влияние подвижности кабины пилотажного стенда на моделирование задачи дозаправки самолета топливом в воздухе / П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик, В.И. Желонкин, М.В. Желонкин, О.И. Ткаченко, Ю.П. Яшин // Вестник Московского авиационного института. – 2017. – Т.24, №2. – С. 86-94, (3 с. авт., №214, перечень ВАК, от 07.06.2017 г.)
5. *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.
6. *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.
7. *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. – 2010. – С. 2979-2991.
8. *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. – С. 1615-1630.

Публикации по теме диссертации в других изданиях:

9. *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.
10. *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.

11. *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.
12. *Десятник, П.А.* Оценка различных способов обеспечения оптимальной взаимосвязи движения крена и рыскания современного высокоавтоматизированного магистрального самолета / П.А. Десятник, А.Н. Козьяйчев // Сборник материалов XXV научно-технической конференции по аэродинамике. – 2014. – С. 122-123.
13. *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.
14. *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. – 2015. – Krakow.
15. *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.
16. *Десятник, П.А.* Обеспечение оптимальных характеристик управляемости неманевренного самолета в путевом канале управления / П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик, Ю.П. Яшин // Сборник статей по материалам V Международной научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения». – 2017. – С. 136-143.
17. *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.
18. *Десятник, П.А.* Оптимизация характеристик управляемости самолета в путевом канале управления / П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик // Семинар «Динамика и управления полетом летательных аппаратов». – 2020. – Жуковский.