



Ефремов Евгений Владимирович

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

Специальность 2.5.16.

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

(технические науки)

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва 2023

Работа выполнена на кафедре «Динамика и управление летательных аппаратов» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (Московский авиационный институт, МАИ)

Научный руководитель: **Ефремов Александр Викторович**
доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой «Динамика и управление
летательных аппаратов» МАИ

Официальные оппоненты: **Гребёнкин Александр Витальевич**
доктор технических наук, Публичное акционерное
общество «Московский институт электромеханики и
автоматики», начальник отдела 901

Зайчик Лариса Евгеньевна
кандидат технических наук, старший научный сотрудник,
Федеральное автономное учреждение «Центральный
аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е.
Жуковского», ведущий научный сотрудник НИЦ БП

Ведущая организация: Публичное акционерное общество «Объединенная
авиастроительная корпорация» «ОКБ Сухого», 125284,
Поликарпова ул. д. 23Б, а/я 604, г. Москва

Защита состоится «15» июня 2023 г. в 16:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.03 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке:

https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=171765

Автореферат разослан «_____» _____ 2023 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу:

125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, Отдел Ученого и диссертационных советов МАИ.

Ученый секретарь диссертационного совета

24.2.327.03, д.т.н., доцент



А.В. Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность и степень разработанности. Важнейшими требованиями, предъявляемыми к авиационной технике на всех исторических этапах ее развития, были достижения наивысшей эффективности применения при обеспечении заданного уровня безопасности полетов. В настоящее время это требование достигается рядом инновационных решений, к которым, в частности, относятся высокоавтоматизированные системы управления (СУ) и активные рычаги управления. Основными функциями СУ являются трансформация статически неустойчивого самолета в динамически устойчивый и обеспечение наилучших пилотажных характеристик в каждой целевой задаче. Активный рычаг управления обладает расширенным набором функций. В настоящей работе внимание уделено функции FSC (Force Sensing Control), которое заключается в формировании управляющего сигнала, пропорциональному усилиям, прикладываемым летчиком. Приведенные средства являются элементами, так называемой, технической части системы самолет-летчик. Исследования, связанные с их синтезом и оценкой эффективности, должны выполняться путем полунатурного моделирования на пилотажных стендах с оценкой широкого круга характеристик этой системы. Помимо экспериментальной проверки полученных алгоритмов регуляторов СУ и параметров рычага управления необходимо проводить также и математическое моделирование системы самолет-летчик. Такое моделирование требует знания математической модели характеристик управляющих действий летчика, а также критериев выбора пилотажных характеристик, базирующихся на вычисленных при моделировании показателей, нормируемых этими критериями.

Анализ работ, выполненных в исследуемой области, позволил установить, что:

1) Синтез элементов технической части системы самолет-летчик осуществляется, как правило, независимо друг от друга, а также без учета возможного синергетического эффекта улучшения пилотажных характеристик при совместной оптимизации параметров этих элементов.

2) Существующие достоверные модели управляющих действий летчика предполагают, что сигналы, поступающие в тракт управления, пропорциональны перемещению рычага управления, а также не позволяют решить задачу выбора характеристик загрузки рычагов

3) Существующие критерии оценки пилотажных характеристик, используемые при синтезе, обладают недостаточно высокими прогностическими способностями

4) Отсутствует методика выбора параметров активного рычага управления, обладающего функцией FSC.

5) Из-за ограниченных возможностей исполнительной части системы управления существует проблема реализации наилучших пилотажных характеристик.

На основании вышеизложенного в работе сформулированы следующие цели и задачи:

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

Задачи исследования:

– Разработка модифицированной модели управляющих действий летчика, позволяющей учитывать влияние различных типов рычагов управления и их характеристик на управляющие действия летчика и свойства системы самолет-летчик;

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

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

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

Научная новизна.

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

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

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

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

5) Разработан алгоритм нелинейного ограничителя максимальных скоростей отклонения рулевых поверхностей, позволяющий реализовать принцип обратной

динамики и исключить возможность возникновения раскачки самолета летчиком (так называемое явление PIO).

Теоретическая значимость:

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

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

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

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

Объект исследования – система самолет-летчик.

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

Практическая значимость.

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

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

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

4) Выявлены значительные преимущества бокового рычага управления, формирующего управляющий сигнал, пропорциональный прикладываемым к нему

усилиям, по сравнению с традиционным центральным рычагом, выходной сигнал которого пропорционален перемещению.

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

Положения, выносимые на защиту.

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

2) Модификация структурной модели управляющих действий летчика.

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

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

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

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

Апробация результатов работы. По теме диссертационной работы:

– опубликовано 12 статей, из которых 3 в изданиях, рекомендованных ВАК, 9 в изданиях, входящих в Scopus, из которых 2 отнесены Q1;

– получено 2 свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ;

– сделано 17 докладов на международных и всероссийских научных конференциях.

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

Объем и структура работы. Диссертация состоит из введения, 4 глав, заключения и 5-ти приложений, изложена на 134 страницах печатного текста, включает 70 рисунков, 18 таблиц и список используемой литературы из 80 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность и степень разработанности темы исследований настоящей диссертационной работы, сформулированы цели и задачи.

Глава 1 посвящена модификации структурной модели управляющих действий летчика. Приведен краткий анализ основных подходов к моделированию характеристик управляющих действий летчика: традиционный подход, оптимальный подход, структурный подход, включающий модифицированную модель, разработанную МАИ. Показано, что ни один из этих подходов не позволяет оценивать влияние типа рычага управления и его характеристик, типа управляющего сигнала, что требует ее дальнейшей модификации. С целью оценки влияния различных типов рычагов управления (центральный и боковой), способов формирования управляющего сигнала (сигнал, пропорциональный перемещению рычага (рычаг типа DSC – Displacement Sensing Control) и сигнал пропорциональный прикладываемым к рычагу усилиям (рычаг типа FSC – Force Sensing Control)), а также основных характеристик рычага (жесткость F^X и демпфирование $F^{\dot{X}}$) на закономерности системы самолет-летчик в работе были выполнены серии экспериментальных исследований на пилотажном стенде МАИ, оснащенном системой моделирования характеристик загрузки рычага. Исследования проводились для двух объектов управления из базы данных Have PIO, которые соответствуют первому (НР 2.1) и третьему уровню (НР 5.10) пилотажных характеристик.

Результаты экспериментальных исследований показали:

1) наличие оптимального значения жесткости рычага, которое обеспечивает минимум дисперсии сигнала ошибки σ_e^2 . Причем, при обоих способах формирования управляющих сигналов и для обоих объектов управления оптимальное значение F^X составляет 10 Н/см при использовании центрального рычага и 20 Н/см при использовании бокового рычага.

2) при оптимальных значениях F^X наилучшая точность пилотирования достигается при минимальном демпфировании рычага.

3) уменьшение эквивалентного фазового запаздывания летчика на 0.05 - 0.06 с при использовании центрального рычага и 0.12 – 0.25 с и бокового, в случае, когда управляющим сигналом являются усилия. Это приводит к улучшению точности

пилотирования в 1.5 – 1.6 для НР 2.1 и в 1.3 для НР5.10 как при использовании центрального, так и бокового рычага.

4) улучшение точности пилотирования при переходе от центрального рычага к боковому при одном и том же управляющем сигнале. При переходе от традиционного способа управления центральным рычагом типа DSC к боковому рычагу типа FSC дисперсия ошибки уменьшается в 2.3 раза для НР 2.1 и 1.9 раз для НР 5.10.

На основании полученных результатов была предложена модификация структурной модели управляющих действий летчика, приведенной на рис. 1.

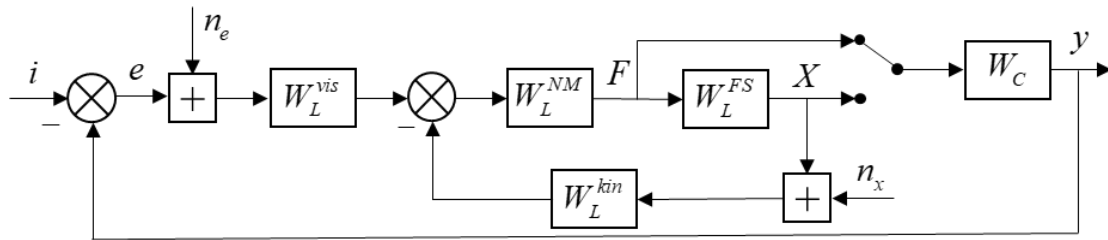


Рисунок 1 – Структурная схема системы самолет-летчик с модифицированной моделью летчика

Здесь:

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

– n_e – шум восприятия визуальной информации, спектральная плотность которого

$$S_{n_e n_e} = K_{n_e} \frac{\sigma_e^2 + T_L^2 \sigma_{\dot{e}}^2}{1 + T_L^2 \omega^2}, K_{n_e} = 0.01\pi.$$

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

– W_C – модель объекта управления;

– W_L^{FS} – модель рычага управления, которое описывается колебательным звеном,

приведенным в выражении, параметры которого определяются характеристиками рычага

$$\omega_{FS} = \sqrt{\frac{F^X}{m}} \text{ и } 2\xi_{FS}\omega_{FS} = \frac{F^{\dot{X}}}{m}.$$

– $W_L^{kin} = \frac{K_n p^2}{T_n^2 p^2 + 2T_n \xi_n p + 1}$ – модель коррекции информации, получаемой от

проприоцептивной обратной связи. Шум восприятия такой информации n_x определяется

следующей спектральной плотностью $S_{n_x n_x} = K_{n_x} \sigma_x^2$. Согласно результатам

экспериментальных исследований уровень шума растет при увеличении демпфирования

$F^{\dot{x}}$ и уменьшается при росте жесткости F^X . На основании экспериментальных данных была предложена следующая модель для уровня шума $K_{n_x} = 50 \frac{(F^{\dot{x}})^2}{(F^X)^4}$.

Варьируемые параметры модели выбираются путем минимизации функционала $J = \min(\sigma_e^2 + \beta\sigma_F^2)$. Второе слагаемое $(\beta\sigma_F^2)$ введено в функционал для возможности оценки влияния жесткости рычага F^X на характеристики системы самолет-летчик. Здесь σ_F^2 в этом выражении – дисперсия усилия, прикладываемых к рычагу, коэффициент $\beta = 3 \cdot 10^{-7} (F^X)^4$. Выбор такой зависимости для коэффициента β позволил обеспечить соответствие между оптимальными значениями этого параметра, получаемыми в экспериментах и математическом моделировании.

В процессе оптимизации выбираются параметры блоков W_L^{vis} и W_L^{kin} , а именно K_L , T_L , K_n , T_n , ξ_n . Остальные параметры считаются постоянными. При этом параметры нервно-мышечной системы и время запаздывания летчика τ зависят от типа рычага управления. В случае использования центрального рычага управления, эти параметры соответствуют следующим значениям: время чистого запаздывания τ составляет 0.2 с, $T_l = 0.01$ с, параметры нервно-мышечной системы $T_{NM}^* = 0.1$ с, $T_{NM} = 0.125$ с, $\xi_{NM} = 0.7$, $\tau_{NM} = 0.05$ с., при задании характеристик бокового рычага управления постоянная времени нервно-мышечной системы T_{NM}^* принимается равной нулю, время запаздывания $\tau = 0.15$ с, а время запаздывания нервно-мышечной системы τ_{NM} уменьшается до величины 0.001 с.

Дисперсия ошибки вычисляется путем решения следующей системы алгебраических уравнений:

$$\begin{cases} A_1\sigma_e^2 + B_1\sigma_{\dot{e}}^2 + C_1\sigma_x^2 = \sigma_{e_i}^2, \\ A_2\sigma_e^2 + B_2\sigma_{\dot{e}}^2 + C_3\sigma_x^2 = \sigma_{\dot{e}_i}^2, \\ A_3\sigma_e^2 + B_3\sigma_{\dot{e}}^2 + C_3\sigma_x^2 = \sigma_{x_i}^2 \end{cases} \quad (1)$$

Где $A_j, B_j, C_j (j = 1, 2, 3)$, $\sigma_{e_i}^2, \sigma_{\dot{e}_i}^2, \sigma_{x_i}^2$ определяются несобственными интегралами. В качестве примера ниже приведены выражения для несобственных интегралов A_1, B_1, C_1 , а также дисперсии $\sigma_{e_i}^2$

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

$$B_1 = -\frac{K_{n_e}}{\pi} T_L^2 \int_0^{\infty} \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 \frac{d\omega}{1 + T_L^2 \omega^2} \quad (3)$$

$$C_1 = -\frac{K_{n_x}}{\pi} \int_0^{\infty} \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 \left| \frac{W_L^{kin}}{W_L^{vis}} \right| d\omega \quad (4)$$

$$\sigma_{e_i}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\infty} S_{ii} \left| \frac{1}{1 + W_L W_C} \right|^2 d\omega \quad (5)$$

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

Полученная модель позволяет достигнуть соответствия с результатами экспериментальных исследований (рис. 2) и решить задачу выбора оптимальных значений жесткости (рис. 3а) и демпфирования (рис. 3б) путем математического моделирования.

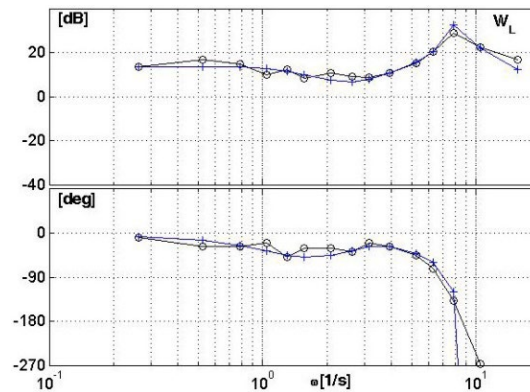


Рисунок 2 – Сравнение описывающей функции летчика, полученной путем математического моделирования (*---*) и в результате экспериментальных исследований (○---○) (конф. НР 2.1, центральный рычаг типа DSC)

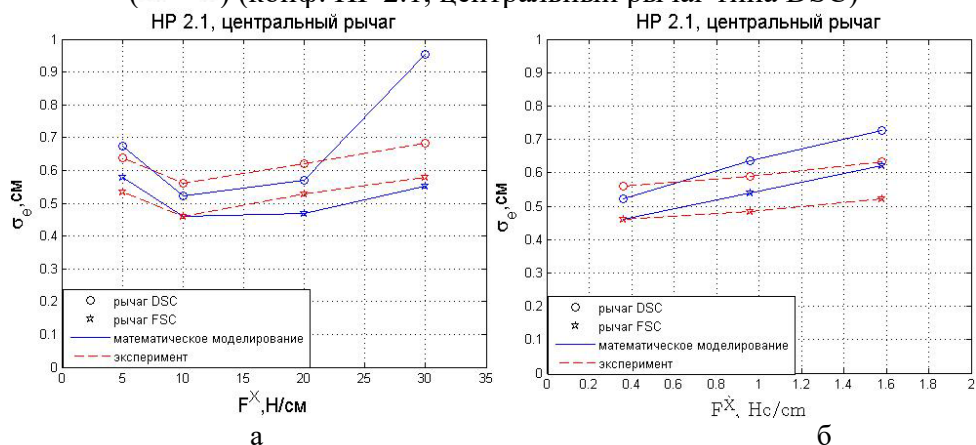


Рисунок 3 – Зависимость СКО сигнала ошибки от F^X (а) и $F^{\dot{X}}$ (б)

Глава 2 посвящена модификации и разработке критериев оценки пилотажных характеристик (ПХ) самолета и наличия тенденции к явлению PIO (Pilot Induced Oscillation – колебания, индуцируемые летчиком). Здесь приведен анализ существующих

баз данных динамических конфигураций (Have PIO, LANOS, Neal-Smith), с использованием которых строятся области уровней пилотажных характеристик, а также области, определяющие возможность возникновения или отсутствия явления PIO. Процедура получения критериев в общем случае включает в себя:

1) нанесение фигуративных точек соответствующих каждой конфигурации из базы данных на область нормируемых параметров с указанием субъективной оценки ее пилотажных свойств (*PR*) или оценки *PIOR*, определяемые соответственно по шкале Купера-Харпера и по шкале определения возможности возникновения явления PIO;

2) построение областей параметров, соответствующих первому, второму и третьему уровню пилотажных характеристик, а также областей параметров, определяющих возможность возникновения или отсутствия явления раскачки.

Анализ баз данных показал, что причиной недостаточно высоких прогностических способностей существующих критериев оценки ПХ и явления PIO являются:

- ограниченное число оценок для ряда конфигураций, полученных в летных исследованиях (для некоторых из них было выполнено по одному эксперименту);
- значительные разбросы оценок *PR*.

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

- 1) для каждой исследуемой конфигурации выполнено не менее двух летных экспериментов;
- 2) все оценки *PR* принадлежат одному уровню ПХ;
- 3) допустима принадлежность к разным уровням ПХ при условии, что различия в оценках не превосходят одного балла.

Таким образом было отобрано 48 динамических конфигураций: 11 из базы данных Have PIO, 11 из базы данных LANOS, 26 из базы данных Neal-Smith, из которых 11 конфигураций принадлежат первому уровню пилотажных характеристик, 21 – второму и 16 – третьему. При разработке критерия, оценивающего возможность возникновения явления PIO, были учтены выполненные ранее исследования, в которых было показано, что оценка *PIOR* = 3.5 является границей, определяющей возможность возникновения явления PIO, и соответствует оценке по шкале Купера-Харпера *PR* = 6.5.

Предложенная модификация была выполнена для нескольких критериев, нормирующих обобщенные параметры динамики самолета. В результате было получено, что процент оценок наличия или отсутствия тенденции к явлению PIO по критериям

Гибсона и « $\omega_{BW} - \tau_p$ », соответствующих оценкам, полученным в летных экспериментах (процент «правильной» оценки) увеличился соответственно с 83.3 % до 93.8 % и с 89.6 % до 93.8 %. Процент правильной оценки уровня пилотажных характеристик по критерию « $\omega_{BW} - \tau_p$ » увеличился с 79.2 % до 91.7 %, а по критерию, нормирующему параметры переходного процесса по угловой скорости тангажа – с 76.2 % до 90.5 %.

Рассмотрен также «Критерий МАИ», который нормирует параметры системы самолет-летчик, а именно резонансный пик замкнутой системы r и максимальная фазовая компенсация летчика $\Delta\varphi$, которая вычисляется как максимальная разность между фазовыми характеристиками летчика соответствующим исследуемому объекту управления W_C и объекту, определяемому оптимальной динамикой $W_{C_{opt}}$ ($\Delta\varphi = \varphi|_{W_C} - \varphi|_{W_{C_{opt}}}$). Модификация границ позволила повысить процент «правильной» оценки уровня ПХ с 77.2 % до 90.9 % в случае, когда параметры критерия измеряются экспериментально на пилотажном стенде, и с 72.7 % до 90.9 % – в результате математического моделирования с использованием оптимальной модели действий летчика.

Использование модифицированной структурной модели для вычисления нормируемых параметров критерия МАИ не позволило построить области уровней ПХ, в связи с тем, что, резонансные пики замкнутой системы, вычисляемые с использованием этой модели, принимают большие значения, чем пики, полученные экспериментально. Кроме того, этот параметр, вычисляемый путем математического моделирования не коррелирован с субъективной оценкой летчика. Для повышения прогностических свойств критерия было предложено заменить параметр, определяющий резонансный пик, на полосу пропускания замкнутой системы ω_{BW} . Полученная модификация критерия получила название Новый критерий МАИ (рис. 4), а процент правильной оценки согласно ему составляет 91.6 %.

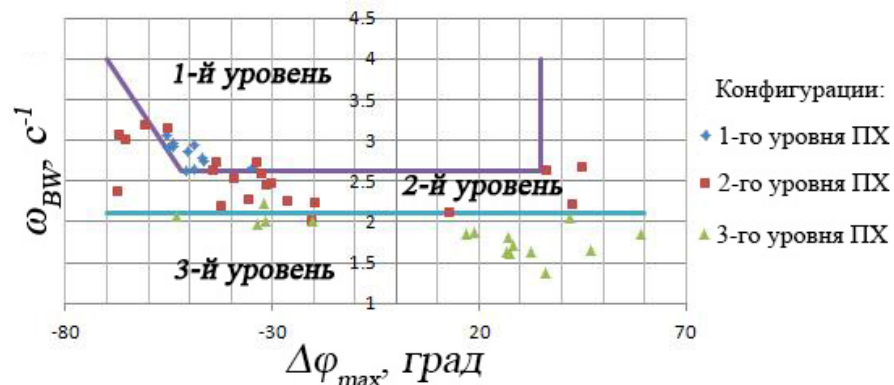


Рисунок 4 – «Новый критерий МАИ»

Также в **Главе 2** предложено в качестве параметра, оценивающим уровень компенсирующих действий или загрузку летчика, использовать мощность усилий, прикладываемых летчиком к рычагу в процессе пилотирования, определяемую как отношение механической работы к продолжительности эксперимента $N = A/T$. В общем случае элементарную работу можно представить в виде $\delta A = F^x |x| |\dot{x}| dt$, где x и \dot{x} – это перемещение и скорость перемещения рычага соответственно, которые берутся по модулю потому, что летчик перемещает рычаг как «от себя» так и «на себя». Если допустить, что процесс $|x| |\dot{x}|$ интегрируем, а сами случайные величины $|x|$ и $|\dot{x}|$ – не коррелированы, то выражение для работы примет следующий вид $A = F^x \int_0^T M[|x|] M[|\dot{x}|] dt$. В работе показана справедливость допущения о некоррелированности процессов $|x|$ и $|\dot{x}|$ путем вычисления взаимных корреляционных функций между этими процессами, полученными в ходе экспериментов при управлении рядом объектов. Исследования показали, что эти корреляционные функции практически равны нулю на всем интервале эксперимента. Эксперименты также подтвердили, что случайные величины x и \dot{x} распределены по нормальному закону, что позволило путем вычисления подынтегрального выражения получить выражения (6) и (7) для потребной мощности в виде :

$$N = \frac{F^x}{T} \int_0^T M[|x|] M[|\dot{x}|] dt \quad (6)$$

$$N = \frac{2}{\pi} F^x \sigma_x \sigma_{\dot{x}}, \quad (7)$$

где σ_x и $\sigma_{\dot{x}}$ – СКО сигналов x и \dot{x} . В работе показано, что отличия между N , вычисленной по приближенной (7) и точной (6) формулами составляют менее 10%.

Согласно рис. 5 значения N коррелированы с уровнем пилотажных характеристик, отсюда следует, что этот параметр может быть использован в качестве критерия оценки ПХ. Из 22 исследуемых динамических конфигураций из баз данных Have PIO и LANOS у 21 правильно предсказан уровень ПХ (95.5 %).

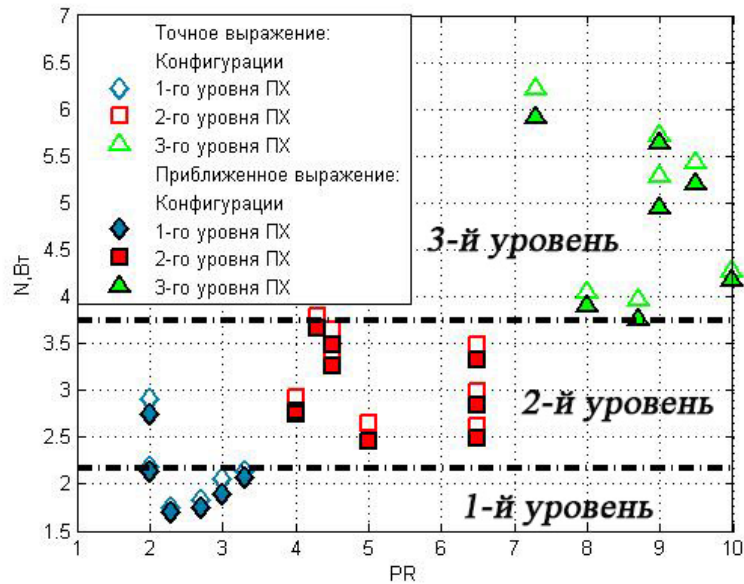


Рисунок 5 – Мощность усилий, прикладываемых оператором к рычагу, полученная в ходе экспериментальных исследований

В **Главе 3** приведено решение задачи синтеза алгоритмов регулятора системы управления, осуществленное согласно принципу обратной (инверсной) динамики, сформулированы принципы их реализации с учетом эффективности их интеграции с различными рычагами управления для моделей вертолета Ми-8 и сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения (СПС). Один из вариантов такого регулятора представляет из себя систему фильтров G^{-1} , который вводится в тракт управления согласно рис. 6, и обеспечивает равенство между желаемой и располагаемой угловой скоростью или (например, $\omega_z = \omega_z^{жел}$)

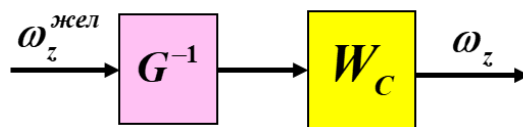


Рисунок 6 –Схема реализации системы управления на базе принципа «обратная динамика»

Для практической реализации приведенного подхода необходимо выполнить ряд условий:

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

В работе предложено условие 1 выполнять путем введения обратных связей K , условие 2 – введением высокочастотных фильтров $F(p)$, условие 3 – использованием

интегральных законов $K_{1/p}(p)$, условие 4 – использованием ограничителей скорости отклонения привода. Обеспечению последнего условия посвящена Глава 4 настоящей работы. Тогда структурная схема на рис. 6 преобразуется к виду, приведенному на рис. 7.

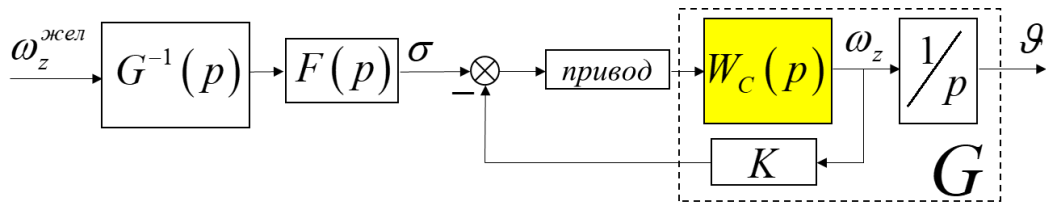


Рисунок 7 – Структурная схема регулятора системы управления, построенной по принципу «обратная динамика»

С учетом приведенных выше условий 1 – 3 регулятор на базе обратной динамики позволяет обеспечить первый уровень ПХ по критерию « $\omega_{ВВ} - \tau_p$ » для обоих ЛА. Кроме того, для вертолета Ми-8 использование такого регулятора позволяет подавить взаимосвязь продольного и бокового движений, характерного для вертолетов.

В работе выполнен сравнительный анализ базовых вариантов СУ, построенных путем введения обратных связей, использование принципа обратной динамики совместно с различными рычагами управления. Математическое моделирование, выполненное на базе модифицированной структурной модели действий летчика, позволило получить значения нормируемых параметров «Нового критерия МАИ» вычисленных для объектов управления с двумя вариантами СУ при использовании центрального и бокового рычага с различными способами формирования управляющего сигнала (рис. 8).

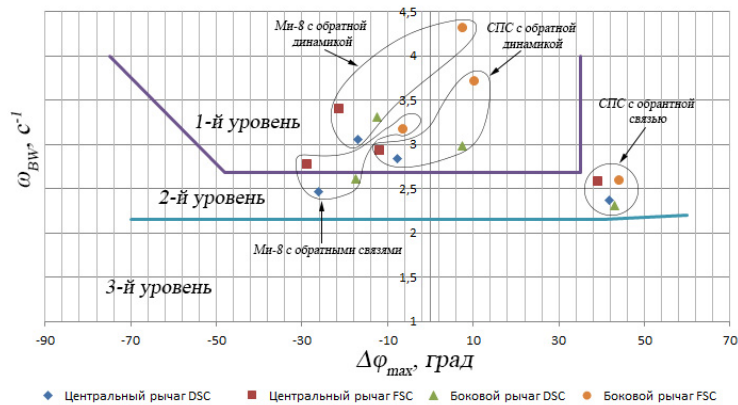


Рисунок 8 – Оценка пилотажных характеристик по «Новому критерию МАИ» СПС и Ми-8

Согласно рис. 8 пилотажные характеристики СПС с базовой системой управления, использующей обратную связь по углу атаки, вне зависимости от типа рычага управления и управляющего сигнала оценки летчика находятся в области второго уровня пилотажных характеристик. Пилотажные свойства вертолета Ми-8 с обратными связями принадлежит второму уровню в случае использования центрального рычага типа DSC и бокового

рычага типа DSC. При использовании как центрального, так и бокового рычага типа FSC пилотажные свойства исследуемого вертолету соответствуют первому уровню оценок летчика. Оба объекта управления с системой управления, построенная на базе принципа «обратная динамика» и при использовании всех исследуемых типов рычагов управления характеризуются первым уровнем пилотажных характеристик. Полученный результат подтверждается и критерием, нормирующим мощность, потребляемую летчиком в процессе пилотирования. При этом Переход от базовой системы управления при управлении центральным рычагом типа DSC к системе управления на базе принципа обратная динамика при управлении боковым рычагом типа FSC при выполнении задачи компенсаторного слежения приводит к уменьшению дисперсии ошибки в 3 раза при управлении СПС и в 3.25 раза при управлении Ми-8.

Глава 4 посвящена исследованию влияния ограничений на максимальную скорость отклонения привода и разработке нелинейного ограничителя скорости его отклонения. В исследованиях используется упрощенная модель привода, которая в частотной области описывается звеном первого порядка, а также учитываются ограничения на максимальную скорость отклонения рулевых поверхностей $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$, которое является типичным для современных пассажирских самолетов, а также $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$, которое характерно для отказных ситуаций в исполнительных механизмах.

Результаты экспериментальных исследований показали, что указанные ограничения на $|\dot{\delta}_{\max}|$ не влияют на точность пилотирования вертолета Ми-8, так как требуемые значения $\dot{\delta}$ находятся в диапазоне $\pm 15 \text{ град/с}$ для всех рассматриваемых случаев.

Результаты экспериментальных исследований влияния ограничений $|\dot{\delta}_{\max}|$ на точность пилотирования СПС приведены в таблице 1. При базовом варианте системы управления СПС учет $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$ не влияет на точность пилотирования для всех исследуемых типов рычага управления и управляющего сигнала. Доля времени эксперимента $\Delta t/T$, в течение которого требуемые значения $\dot{\delta}$ превышают $\dot{\delta}_{\max}$ составляет менее 2.5 %. При $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ параметр $\Delta t/T$ увеличивается примерно до 30 – 40 %, что приводит к ухудшению точности пилотирования в 1.5 раза при управлении

центральный рычагом как типа DSC, так и типа FSC. При использовании боковой ручки σ_e^2 увеличивается в 1.3 в случае DSC и в 1.8 в случае FSC.

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

При $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ происходит еще больший рост требуемых значений $\dot{\delta}$, из-за чего $\Delta t/T$ составляет примерно 60 – 80 %, а дисперсия ошибки становится примерно такой же как в случае использования базовой системы управления при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$.

Таблица 1 – Результаты экспериментальных исследований СПС

Тип сигнала	$ \dot{\delta}_{\max} , \text{град/с}$	Центральный рычаг				Боковой рычаг			
		Базовая СУ		Обратная д-ка		Базовая СУ		Обратная д-ка	
		$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\Delta t/T$	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\Delta t/T$	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\Delta t/T$	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\Delta t/T$
DSC	∞	0.399	–	0.212	–	0.339	–	0.205	–
	30	0.377	2.2 %	0.234	26.6 %	0.330	0.5 %	0.251	25.0 %
	15	0.582	43.7 %	0.480	65.1 %	0.426	28.2 %	0.446	57.8 %
FSC	∞	0.291	–	0.149	–	0.229	–	0.124	–
	30	0.293	0 %	0.189	29.6 %	0.228	1.2 %	0.196	53.3 %
	15	0.430	39.2 %	0.430	69.7 %	0.419	39.3 %	0.444	77.5 %

Из этих результатов следует необходимость введения ограничителей требуемых скоростей отклонения привода. Традиционным ограничителем является префильтр, устанавливаемый на выходе рычага управления. Его недостатками является то, что он ограничивает сигнал только от летчика, а сигнал, поступающий на привод от системы управления, не ограничивается. В частотной области такой префильтр описывается апериодическим звеном, а значит, он является источником дополнительного эквивалентного запаздывания в тракте управления. В качестве альтернативы рассмотрен нелинейный ограничитель Feedback-with-bypass (FWB), который устанавливается непосредственно перед приводом, т.е. ограничивает суммарный сигнал от летчика и автоматики. Такой ограничитель состоит из модели привода, которая учитывает его основные свойства и двух подсистем, реализующих фазовое опережение в области средних и высоких частот, тем самым компенсируя эквивалентное запаздывание от

модели привода. В настоящей диссертационной работе предложена модификация ограничителя FWB, которая заключается в введении дополнительного блока сравнения потребной ($\dot{\delta}$) и располагаемой ($\dot{\delta}^*$) скоростей отклонения рулевых поверхностей в модели привода. В случае превышения потребными значениями $\dot{\delta}$ значений $|\dot{\delta}_{\max}|$ (то

есть, когда отношение $\frac{|\dot{\delta}^*|}{|\dot{\delta}|} \leq 1$), то сигнал, поступающий на привод, уменьшается

пропорционально отношению $\frac{|\dot{\delta}^*|}{|\dot{\delta}|}$ согласно структурной схеме, приведенной на рисунке

9.

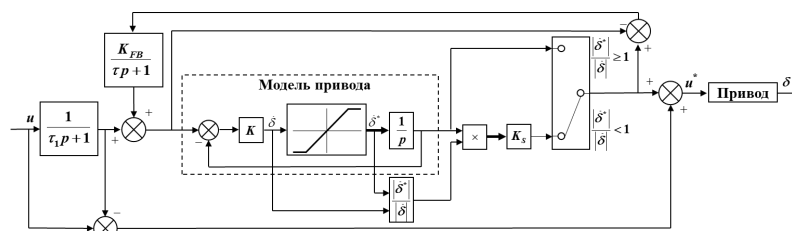


Рисунок 9 – Модифицированный нелинейный ограничитель МАИ (FWB+MAI)

Эффективность рассматриваемых ограничителей была исследована путем проведения экспериментов на пилотажном стенде. В качестве объектов управления использовалась модель СПС с системой управления, построенной на базе обратной динамики, при использовании бокового рычага управления типа DSC, а также линеаризованная модель Спейс Шаттла, у которого система управления построена на том же принципе. Выбор второго объекта связан с тем, что для него характерно достаточно большое эквивалентное фазовое запаздывание в тракте управления (0.124 с) и малые значения $|\dot{\delta}_{\max}|$ (15 град/с), что потенциально является причиной возникновения явления РЮ. При учете такого ограничения (15 град/с) дисперсия ошибки при управлении Спейс Шаттлом увеличивается примерно в 10 раз по сравнению со случаем, когда $|\dot{\delta}_{\max}| = \infty$.

Введение в тракт управления ограничителей позволяет уменьшить потребные скорости $\dot{\delta}$, но приводит к еще большему ухудшению точности. Это связано с особенностями рассматриваемой системы управления, из-за которых реализуются высокоскоростные сигналы, не обрабатываемые ограничителем. Для решения этой проблемы в настоящей работе предложено ограничивать сигналы с фильтров обратной динамики путем введения дополнительного нелинейного префильтра (рис. 10). Такой префильтр был предложен фирмой SAAB для дополнительного ограничения сигнала скорости отклонения рычага. В настоящей работе этот префильтр включен в тракт

управления согласно схеме, приведенной на рис. 11. Ниже приводятся результаты экспериментов, при выполнении которых в систему управления кроме ограничителей FWB или FWB+MAI введен этот префильтр.

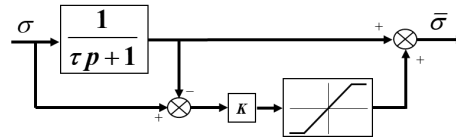


Рисунок 10 – Структурная схема дополнительного префильтра

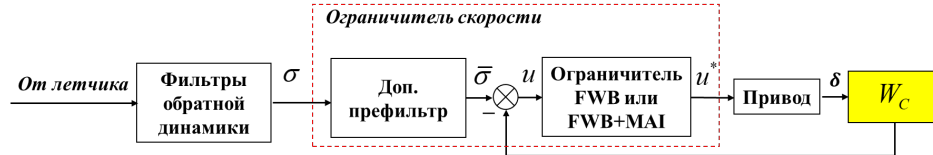


Рисунок 11 – Структурная схема системы самолет + СУ с дополнительным префильтром

Согласно таблице 2 использование ограничителя FWB при управлении СПС не приводит к уменьшению параметра $\Delta t/T$, однако, при этом увеличивается дисперсия ошибки по сравнению со случаем, когда ограничитель отсутствует. При использовании ограничителя FWB+MAI параметр $\Delta t/T$ также уменьшается, а точность пилотирования улучшается в 1.4 при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ и практически не изменяется при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$.

При управлении Спейс Шаттлом использование ограничителя FWB+MAI позволяет уменьшить дисперсию ошибки в 4.7 раз при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ по сравнению со случаем, когда он отсутствует. В тоже время при использовании FWB улучшения точности пилотирования также не происходит. Кроме того, в работе показано, что при управлении Спейс Шаттлом с ограничителем FWB+MAI в экспериментах не наблюдается расходящихся колебаний, в отличие от варианта, когда в тракте управления ограничителей нет, то есть предложенный алгоритм позволяет предотвратить явление РЮ.

Таблица 2 – Сравнительный анализ эффективности различных ограничителей скорости отклонения рулевых поверхностей

Ограничитель	$ \dot{\delta}_{\max} , \text{град/с}$	СПС		Спейс Шаттл	
		$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\Delta t/T, \%$	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\Delta t/T, \%$
Без ограничителя	∞	0.205	–	0.248	–
	30	0.251	25.0	–	–
	15	0.446	57.8	1.293	84.1
FWB	30	0.351	1.2	–	–
	15	0.540	26.5	1.780	41.4
FWB+MAI	30	0.244	2.6	–	–
	15	0.316	31.0	0.634	36.3

Введение в тракт управления СПС алгоритмов функционирования ограничителя FWB+MAI при совместном использовании с различными системами управления и рычагами управления позволяет по сравнению со случаями его отсутствия:

1) сохранить точность пилотирования для базовой СУ при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$, при этом $\dot{\delta}$ практически не превышает $\dot{\delta}_{\max}$ при использовании любого рассматриваемого в работе типа рычага;

2) приблизить точность пилотирования для базовой СУ при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ к случаю, когда $|\dot{\delta}_{\max}| = \infty$, при этом показатель $\Delta t/T$ не превышает 6.5 % при использовании центрального рычага и 12 % при использовании бокового рычага;

3) приблизить точность пилотирования для СУ, построенной на базе обратной динамики, при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$ к случаю, когда $|\dot{\delta}_{\max}| = \infty$, $\Delta t/T$ не превышает 7% при использовании центрального рычага типа DSC и FSC, а также бокового рычага типа DSC. При использовании бокового рычага типа FSC $\Delta t/T = 19.2 \%$.

4) сохранить точность пилотирования в случае СУ, построенной на базе обратной динамики, при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ при использовании центрального рычага типа DSC. В случае, использования центрального рычага типа FSC дисперсия ошибки уменьшается в 1.2 раза. При управлении боковым рычагом типа DSC и FSC точность пилотирования улучшается в 1.4 и 1.7 соответственно. Параметр $\Delta t/T$ в этих случаях уменьшается в 1.5 – 5 раза.

При этом использование нелинейного ограничителя позволяет сохранить синергетический эффект улучшения точности в 2.8 раза при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$ и в 1.9 раза при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$ при переходе от базовой СУ с центральным рычагом типа DSC к СУ, построенной с использованием принципа обратной динамики, с боковым рычагом типа FSC.

Помимо основной части диссертации в работе содержится 4 приложения

В **Приложении А** приведены результаты экспериментальных исследований влияния жесткости, демпфирования и типа управляющего сигнала центрального и бокового рычага на частотные, спектральные и интегральные характеристики системы самолет-летчик.

В **Приложении Б** приведены сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований при использовании различных типов рычагов управления и управляющего сигнала.

В **Приложении В** приведены параметры динамических конфигураций из баз данных Have PIO, LANOS и Neal-Smith, значения нормируемых параметров исследуемых критериев оценки пилотажных характеристик и наличия тенденции к явлению PIO. Кроме того, здесь также показаны временные процессы некоторых конфигураций, для которых критерий, основанный на нормировании параметров переходного процесса по угловой скорости тангажа, не может быть применен в силу аperiodического характера этих процессов.

В **Приложении Г** приведены аэродинамические производные для используемой в работе линеаризованной модели вертолета Ми-8 на околонулевых скоростях и значения коэффициентов обратных связей.

В **Приложении Д** приведены результаты математического моделирования системы самолет-летчик, согласно которому выбирались оптимальные значения жесткости и демпфирования центрального и бокового рычага как типа DSC так и FSC СПС с системой управления, построенной на базе обратной динамики (для остальных объектов управления, используемых в **Главе 3**, такой выбор выполнен в других работах, на которые в настоящей диссертационной приведены ссылки).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основными результатами диссертационной работы являются:

- Выявленные закономерности системы самолет-летчик при использовании различных рычагов управления и их характеристик, а именно, наличие оптимальных значений жесткости и демпфирования, обеспечивающих минимум дисперсии ошибки, улучшение точности пилотирования при переходе от рычага типа DSC к рычагу типа FSC, а также улучшение точности при переходе от центрального рычага к боковому
- Модификация математической модели характеристик управляющих действий летчика, позволяющая оценивать влияния типа и характеристик рычагов на характеристики системы самолет-летчик, а также осуществлять их выбор
- Правило отбора динамических конфигураций, которое позволило повысить прогностические способности известных альтернативных критериев оценки ПХ
- Два критерия, разработанных на основе нормирования характеристик системы самолет-летчик, а также модификация ряда критериев, основанных как на нормировании обобщенных параметров объекта управления, так и параметров системы самолет-летчик

– Определены условия реализуемости регулятора системы управления на базе обратной (инверсной) динамики

– Показано, что совместное использование СУ на базе обратной динамики и бокового рычага типа FSC позволяет улучшить точность пилотирования в 3 – 3.25 раза по сравнению с традиционными СУ с обратными связями с центральным рычагом типа DSC для ряда ЛА

– Модификация нелинейного ограничителя скорости отклонения привода, позволяющая уменьшить его потребные скорости и улучшить точность пилотирования в условиях ограничения максимальной скорости отклонения привода

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

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

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

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

4) Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021617377 Программный комплекс для математического моделирования характеристик системы самолет-летчик с варьируемыми характеристиками рычага управления / Ефремов Е.В., Ефремов А.В., Александров В.В. (RU); правообладатель ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (RU). – Заявка №2021616162 26.04.2021 зарегистрировано 13.09.2021.

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

- 6) The influence of different types of inceptors and their characteristics on pilot-aircraft system / A. V. Efremov, V. V. Aleksandrov, E. V. Efremov, M. V. Vukolov // IFAC-PapersOnLine – 2018. – Vol. 51, No. 34. – p. 372 – 377. (статья Scopus, Web of Science)
- 7) Efremov, A.V. Some Results in Flying Qualities Criteria Developed at PVL / A. V. Efremov, M. S. Tiaglik, E. V. Efremov // AIAA SciTech Forum and Exposition, San Diego, California, USA. – 2019. – p. 1– 16. (статья Scopus)
- 8) Influence of Inceptors on Pilot-Aircraft System Characteristics and Flying Qualities / Efremov A.V., Efremov E.V., MbiKayi Z., Irgaleev I.Kh. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2019. – Vol. 476, No. 1. – p. 1–8. (статья Scopus, Web of Science)
- 9) Synthesis of a helicopter control system using inverse dynamics and its upgrade with the use of a sidestick controller / Efremov A.V., Efremov E.V., Mbikayi Z., Esaulov S.Yu., Ivchin V.A., Myasnikov M.I. // 46th European Rotorcraft Forum, ERF 2020. – 2020. – p. 9–17. (статья Scopus)
- 10) Efremov, A.V. Integration of the inverse dynamics with a reference model technique, and its application for the improvement of the helicopter flying qualities / Efremov A.V., Efremov E.V., MbiKayi Z. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2020. – Vol. 868, No. 1. – p. 1 – 9. (статья Scopus)
- 11) Efremov, A.V. Advancements in Predictions of Flying Qualities, Pilot-Induced Oscillation Tendencies, and Flight Safety / A. V. Efremov, M. S. Tiaglik, E. V. Efremov // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2020. – Vol. 43, No. 1. – p. 4–14. (статья Scopus, Web of Science)
- 12) Efremov, A.V. Comparative Study of Different Algorithms for a Flight Control System Design and the Potentiality of Their Integration with a Sidestick / Efremov A.V., Efremov E.V., MbiKayi Z. // MDPI Aerospace. – 2021. – Vol. 8, No. 10. – p. 1 – 17. (статья Scopus)
- 13) Adaptive flight control system for flight safety improvement in reentry and other high-velocity vehicles / A.V. Efremov, E.V. Efremov, M.S. Tiaglik, I. Kh Irgaleev, A.I. Shcherbakov, Z. Mbikayi // Acta Astronautica. – 2022. – Vol. 204. – p. 900 – 911. (статья Scopus)
- 14) Efremov, A.V. Predictive display design for the vehicles with time delay in dynamic response / A.V. Efremov, M.S. Tiaglik, I.Kh. Irgaleev, E.V. Efremov // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2018. – Vol. 312, No. 1. – p. 1 – 4. (статья Scopus, Web of Science)