



И.О. проректора по научной работе

Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Равиковичу Ю.А.

125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4

17.04.2023

№

92/2483

На №

**Уважаемый Юрий Александрович!**

В ответ на Ваше письмо (исх. 010/1698-2 от 13.04.2023), направляю отзыв Гребенкина Александра Витальевича на диссертационную работу Ефремова Евгения Владимировича на тему **«УЛУЧШЕНИЕ ПИЛОТАЖНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПУТЕМ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПОДХОДОВ К РАЗРАБОТКЕ АЛГОРИТМОВ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЧАСТИ СИСТЕМЫ САМОЛЕТ-ЛЕТЧИК»**, представленной к защите на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16. – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки)»

Приложение: отзыв официального оппонента на 8 листах, 2 экз.

Учёный секретарь к.т.н., с.н.с.

(должность)

*Кербер*

(подпись)

Кербер О.Б.

(Фамилия И.О.)



## ОТЗЫВ

официального оппонента на диссертационную работу Ефремова Евгения Владимировича на тему **«УЛУЧШЕНИЕ ПИЛОТАЖНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПУТЕМ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПОДХОДОВ К РАЗРАБОТКЕ АЛГОРИТМОВ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЧАСТИ СИСТЕМЫ САМОЛЕТ-ЛЕТЧИК»**, представленной к защите на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16. – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки)»

### **Актуальность темы диссертации**

Безопасность полётов и эффективность эксплуатации авиационной техники всегда были приоритетными задачами авиационной отрасли и тесно связаны с особенностями обеспечения пилотажных характеристик летательных аппаратов. В диссертационной работе Ефремова Евгения Владимировича улучшение пилотажных характеристик летательных аппаратов выполняется применительно к технической части эргатической системы «самолёт-лётчик-внешняя среда» и модификации математической модели действий лётчика. Техническая часть рассматривается в контексте исследования и обоснования целесообразности применения боковой ручки управления с формированием управляющих сигналов, пропорциональных прикладываемым лётчиком усилиям, т.е. реализации функции FCS (Force Sensing Control). При этом рассматривается возможность получения синергетического эффекта **улучшения пилотажных характеристик летательных аппаратов** от последовательной интеграции результатов решения следующих задач:

1. **Переход к боковой ручке** управления с формированием **управляющих сигналов в виде усилий**.
2. **Синтез алгоритмов регулятора системы управления**, основанных на принципах обратной динамики, обеспечивающих заданную динамику объекта управления.
3. **Выполнение комплекса исследований по синтезу типов и параметров рычагов управления** для улучшения пилотажных свойств различных типов летательных аппаратов.
4. **Разработка модифицированной модели действий лётчика**, позволяющей учитывать влияние различных типов рычага управления и их характеристик.
5. **Разработка системы критериев оценки пилотажных характеристик**

Одобрено  
обеспечения МАИ  
«18» 04 2023



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.

Разработанный **алгоритм функционирования ограничителя скорости отклонения рулевых поверхностей** обеспечивает подавление явления раскачки самолета летчиком (PIO), существенно уменьшает потребные скорости отклонения приводом управляющих поверхностей при сохранении точности пилотирования.

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

Выявлена высокая эффективность бокового рычага управления, формирующего управляющий сигнал стабилизации угла тангажа, пропорциональный прикладываемым к нему усилиям, по сравнению с традиционным центральным рычагом, который, при формировании управляющего сигнала, использует датчики перемещений.

Учитывая вышесказанное, можно сделать заключение о том, что тема диссертационной работы Ефремова Евгения Владимировича **является актуальной и имеет высокую практическую ценность.**

**Достоверность и новизна результатов**, полученных в диссертационной работе Ефремова Евгения Владимировича, обоснованы, а анализ содержания диссертационной работы позволяет утверждать, что автором получены следующие **новые результаты**:

1. Новые закономерности характеристик системы «самолет-летчик» при управлении различными рычагами управления.
2. Модифицированная математическая модель управляющих действий летчика, учитывающая влияние различных типов рычага управления и их особенности.
3. Новые критерии оценки пилотажных характеристик, основанных на нормировании параметров системы «самолет-летчик».

4. Алгоритм нелинейного ограничителя максимальных скоростей отклонения рулевых поверхностей, позволяющий реализовать принцип обратной динамики и исключить возможность возникновения раскачки самолёта лётчиком (явления PIO).

Достоверность всех полученных результатов подтверждается стендовыми исследованиями, проведёнными на пилотажном стенде МАИ.

Работа прошла достаточную апробацию, результаты диссертационной работы представлялись, обсуждались и получили положительную оценку на различных конференциях, в том числе и международных. По теме диссертации опубликованы 10 научные работы (из них две в рекомендованных ВАК РФ изданиях), получено 2 свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ и сделано 17 докладов на международных и всероссийских научных конференциях.

### **Структура диссертации**

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.

**Во введении** автор обосновывает актуальность темы диссертационной работы, формулирует цель, задачи, объект и предмет исследования, обосновывает научную новизну, практическую значимость, представляет данные об апробации результатов исследования, а также формулирует основные положения, выносимые на защиту.

**В первой главе** автором приводится **описание математической модели управляющих действий лётчика**. Приведен краткий анализ основных подходов к моделированию характеристик управляющих действий летчика:

1. Традиционный подход МакРуера.
2. Структурный подход (с учётом проприоцептивной (адекватной по усилиям) обратной связи восприятия лётчиком информации), включающий модифицированную модель, разработанную МАИ (с моделью коррекции и шумом восприятия визуальной информации, моделью коррекции информации от проприоцептивной обратной связи).



3. Оптимальный подход с предположением о том, что лётчик рассматривается как оптимальный регулятор в рамках его психофизиологических ограничений.

**Излагается постановка и решение задачи разработки адекватной математической модели управляющих действий лётчика, учитывающей влияние характеристик и типов рычагов управления на характеристики системы «самолёт-лётчик».** Дается анализ особенностей рычагов управления, формирующих управляющий сигнал, пропорциональный перемещению (принцип DSC – Displacement Sensing Control) и пропорциональный прикладываемым усилиям (принцип FSC – Force Sensing Control). Показаны преимущества перехода от центральной ручки управления типа DSC к управлению по усилиям с использованием активной ручки управления типа FSC. Приводятся материалы, показывающие хорошее совпадение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований.

**Вторая глава посвящена модификации существующих и разработке новых критериев оценки пилотажных характеристик (ПХ) самолета и наличия тенденции к явлению PIO (Pilot Induced Oscillation – колебания, индуцируемые лётчиком).** Приводится анализ существующих баз данных динамических конфигураций (Have PIO, LANOS, Neal-Smith), с использованием которых построены области уровней пилотажных характеристик, а также области, определяющие возможность возникновения или отсутствия явления PIO. Выполнен анализ причин несоответствия прогнозируемых оценок пилотажных характеристик и оценок, определенных в ходе экспериментальных исследований. К этим причинам автор диссертационной работы относит:

- ограниченное число оценок для ряда конфигураций;
- значительные разбросы в оценках пилотажных свойств.

Для повышения корректности прогнозирования оценок **предложено модифицировать границы уровней пилотажных характеристик.** Предложенная модификация была выполнена для нескольких критериев, нормирующих обобщенные параметры динамики самолета. Автором диссертационной работы предложен **«Новый критерий МАИ»**, нормирующий параметры системы «самолёт-лётчик», вычислен-



ные на основании результатов математического моделирования. Модификация границ позволила существенно повысить процент «правильной» оценки уровня пилотажных характеристик, как в случае проведения экспериментов на пилотажном стенде, так и в случае математического моделирования с использованием оптимальной модели действий летчика.

**В качестве параметра, оценивающего уровень компенсирующих действий или загрузку летчика, автором предложено использовать мощность усилий, прикладываемых летчиком к рычагу в процессе пилотирования, определяемую как отношение механической работы к интервалу времени. Показано, что этот параметр может быть использован в качестве критерия оценки пилотажных характеристик.**

**В Главе 3 приведено решение задачи синтеза алгоритмов регулятора системы управления, построенного по принципу обратной динамики в продольном канале с использованием интегральной обратной связи по углу тангажа. Регулятор рассмотрен применительно к существенно различным типам летательных аппаратов: вертолёту Ми-8 (с учётом особенностей взаимосвязи движения крена и тангажа) и сверхзвуковому пассажирскому самолёту (СПС) второго поколения (с учётом особенностей продольной статической устойчивости и введением обратной связи по углу атаки) с использованием различных рычагов управления.**

**Выполнено математическое моделирование с использованием разработанной автором модифицированной структурной модели управляющих действий летчика.**

Результаты математического моделирования показывают, что переход от традиционного управления центральным рычагом типа DSC к управлению боковым рычагом типа FSC с системой управления на базе обратной динамики, позволяет улучшить точность пилотирования в 2.3 и 1.3 раза в случаях, когда объектом управления является СПС второго поколения и вертолёт Ми-8 соответственно. Показано, что кроме точности пилотирования такой переход сопровождается значительным увеличением полосы пропускания замкнутой системы, что в свою очередь приводит к улучшению пилотажных характеристик.



Результаты математического моделирования подтверждаются результатами экспериментальных исследований на пилотажном стенде.

**Глава 4 посвящена исследованию влияния ограничений на максимальную скорость отклонения рулевых поверхностей и разработке нелинейного ограничителя скорости отклонения рулей, реализуемой рулевым приводом.** Показано, что при отсутствии ограничений на скорость перемещения руля могут создаваться условия, приводящие к раскачке самолёта лётчиком (PIO). Однако, установка префильтра на выходе рычага управления вводит дополнительное запаздывание, что приводит к ухудшению точности пилотирования. Этого недостатка нет в рассмотренных в диссертационной работе системах Feedback-With-Bypass и «Нелинейном ограничителе МАИ». В тоже время, в случае выхода модели привода на ограничения по максимальной скорости, сигнал, поступающий на привод, ограничивается по величине, но не по скорости. С учётом этого, **в диссертационной работе предложен новый интегрированный вариант системы Feedback-With-Bypass с «Нелинейным ограничителем МАИ» («Модифицированный нелинейный ограничитель МАИ»).** В предложенном варианте сохранены возможности системы Feedback-With-Bypass по уменьшению фазового запаздывания системы и обеспечено более эффективное подавление явления PIO за счет уменьшения величины сигнала, поступающего на привод, в случае превышения максимальной скорости отклонения рулевой поверхности. Эффективность рассматриваемых ограничителей была исследована путем проведения экспериментов на пилотажном стенде. В качестве объектов исследования использовалась модель СПС с системой управления, построенной на базе обратной динамики при использовании бокового рычага управления типа DSC, а также линеаризованная модель объекта Спейс Шаттл, у которого система управления построена на том же принципе.

В диссертационной работе содержится **5 приложений** в которых приведены дополнительные материалы экспериментальных исследований и математического моделирования, раскрывающие особенности полученных в работе основных результатов.

**В заключении** представлены результаты и выводы по диссертационной работе.

Диссертационная работа Ефремова Е.В. написана чётким, ясным языком с хорошей логической последовательностью изложения. Материалы диссертационной работы в достаточной мере опубликованы в печатных изданиях, рекомендованных перечнем ВАК, представлены и получили положительную оценку на международных научно-технических конференциях.

Автореферат и научные публикации отражают содержание диссертации. Диссертационная работа в целом является логичным, законченным, самостоятельным исследованием, имеющим как научную новизну, так и практическую значимость. Выводы и рекомендации обоснованы.

**Вместе с тем необходимо указать на следующие недостатки:**

1. Утверждение о том, что управление активной боковой ручкой по усилиям имеет существенные преимущества по сравнению с управлением центральной ручкой и штурвалом (штурвальной колонкой) основано только на результатах оценки характеристик управляемости по тангажу без оценки особенностей управляемости по крену.
2. В описании принципа работы нелинейного ограничителя МАИ отсутствует обоснование выбора значений коэффициента  $K_s$ , а приведённые его значения (0.9 ...1.1) противоречат утверждению о том, что на исполнительное устройство поступает уменьшенный сигнал.
3. В главе 4 на рис. 4.22 не верно иллюстрируется результат влияния нелинейного ограничителя максимальной скорости перемещения рулевых поверхностей на явление РЮ.
4. В материалах автореферата и диссертации встречаются опечатки и стилистические погрешности.

В целом, несмотря на отмеченные недостатки, представленная для оппонирования диссертация выполнена на высоком научно-техническом уровне и представ-



ляет собой завершённую научно-квалификационную работу, выполненную на актуальную тему.

По объёму выполненных исследований, актуальности, научной новизне и практической значимости диссертационная работа соответствует требованиям «Положения о присуждении учёных степеней», а её автор Ефремов Евгений Владимирович заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16. – «Динамика, баллистика и управление движением летательных аппаратов (технические науки)».

Официальный оппонент,  
доктор технических наук,  
начальник отдела 901 ПАО «МИЭА»

  
Гребенкин А.В.

«17» 04 2023 г.

Публичное акционерное общество «Московский институт электромеханики и автоматики»

Адрес: 125167, город Москва, Авиационный переулок, 5

Тел.: [+7 \(499\) 152-48-74](tel:+7(499)152-48-74)

e-mail: [inbox@aomiea.ru](mailto:inbox@aomiea.ru)

Официальный сайт: <https://miea.kret.com/>

Подпись Гребенкина Александра Витальевича удостоверяю

Учёный секретарь к.т.н., с.н.с.

Кербер О.Б.

\_\_\_\_\_  
(должность)



\_\_\_\_\_  
(Фамилия И.О.)

С отзывом ознакомлен  
18.04.2023 Ефремов Е.В.