

Опытно-конструкторское бюро Сухого
(«ОКБ Сухого»)

Поликарпова ул., д. 23 Б, а/я 604, Москва, 125284
тел.: (499) 550 01 06, (495) 780 24 90
факс: (495) 945 68 06
e-mail: avpk@sukhoi.org, info@sukhoi.org

ОГРН 1067759884598
ИНН 7708619320, КПП 997450001

В Отдел Ученого и диссертационных советов
МАИ, Ученому секретарю диссертационного
совета 24.2.327.03

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

17.05.2023 № 1/451084/1719
На 010/1698-1 от 13.04.2023

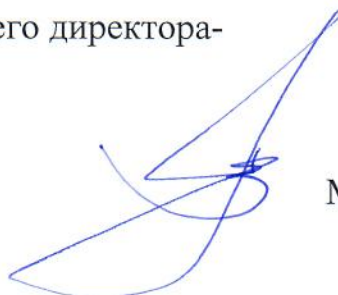
Высылаю Отзыв ведущей организации на диссертацию Ефремова Евгения Владимировича «Улучшение пилотажных характеристик летательных аппаратов путем использования перспективных подходов к разработке алгоритмов элементов технической части системы самолет-лётчик», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16. – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки)»

Приложение: «Отзыв...», 2 экз., на 12 листах каждый.

Все Приложение только в адрес.

Первый заместитель управляющего директора-
Директор ОКБ Сухого

«16» мая 2023г



М.Ю. Стрелец



УТВЕРЖДАЮ

Первый заместитель управляющего
директора – Директор ОКБ Сухого

М.Ю. Стрелец

«16» мая 2023г

ОТЗЫВ ВЕДУЩЕЙ ОРГАНИЗАЦИИ

на диссертацию **Ефремова Евгения Владимировича**

«Улучшение пилотажных характеристик летательных аппаратов
путем использования перспективных подходов к разработке
алгоритмов элементов технической части системы самолет-лётчик»,
представленную на соискание ученой степени кандидата
технических наук по специальности 2.5.16. – «Динамика,
баллистика, управление движением летательных аппаратов
(технические науки)»

Актуальность диссертационного исследования

Высокий уровень эффективности авиационных комплексов при безусловном обеспечении безопасности полетов является важнейшей целью при проектировании и эксплуатации авиационной техники. Одним из наиболее продуктивных направлений в достижении этих свойств является обеспечение наилучших пилотажных характеристик летательных аппаратов (ЛА). В настоящее время с учетом высокой значимости свойств ЛА другой модальности (малая заметность, расширение условий полета и т.д.) это достигается внедрением высокоавтоматизированных системы

управления (ВАСУ) с применением активных рычагов управления ЛА (АРУЛА). Основными функциями ВАСУ являются трансформация статически неустойчивого самолета в динамически устойчивый и обеспечение наилучших достижимых пилотажных характеристик (ПХ) в каждой целевой задаче. Активный рычаг управления обладает расширенным набором функций, обеспечивающих не только комфортное и точное пилотирование, но и предотвращение превышения летных ограничений и неблагоприятных явлений в замкнутом контуре «летчик-самолет». Перспективным направлением применения АРУЛА является формирование управляющего сигнала, пропорционального усилиям, прикладываемым к нему летчиком (в англоязычной интерпретации функции «Force Sensing Control» - FSC). Это обеспечивает снижение запаздывания в замкнутом контуре управления и, тем самым, повышение и его устойчивости и качества управления. Широкое применение приобретают боковые рычаги управления ЛА. Наряду с этим получают распространение и новые типы алгоритмов ВАСУ на основе концепции обратных задач динамики.

Применение этих новых элементов технической части системы «летчик-самолет» требует исследований, связанных с их синтезом и оценкой эффективности, которые должны выполняться путем полунатурного моделирования на пилотажных стендах с оценкой широкого круга характеристик. Кроме того, необходимо также проводить математическое моделирование системы «летчик-самолет» для проверки алгоритмов ВАСУ и параметров АРУЛА. Однако на настоящий момент отсутствует общепризнанный научно обоснованный методический инструментарий, обеспечивающий синтез на основе единого комплексного подхода ВАСУ, АРУЛА нетрадиционного типа и их алгоритмов, в том числе построенных на базе принципов «обратной динамики». Таким образом, представленная диссертационная работа несомненно **является актуальной**.

Структура и содержание работы

Объектом исследования в диссертационной работе является система «самолет-лётчик».

Предмет исследования – элементы технической части системы «самолет-лётчик» и новые принципы их функционирования, обеспечивающие улучшение пилотажных характеристик. Это **соответствует паспорту специальности 2.5.16.** по признакам:

«Определение требований к характеристикам устойчивости и управляемости жестких и упругих ЛА. Разработка методов их обеспечения»;

«Разработка алгоритмов управления высокоавтоматизированных ЛА, повышающих безопасность полета, точность управления различных летательных аппаратов, а также обеспечивающих улучшение летно-технических характеристик средствами автоматизации».

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

Для достижения поставленной цели автор ставит следующие **задачи исследования:**

1 Разработка модифицированной модели управляющих действий летчика, позволяющей учитывать влияние различных типов рычагов управления и их характеристик на свойства системы «самолет-лётчик»;

2 Разработка системы критериев оценки ПХ, включая критерии, основанные на нормировании характеристик системы «самолет-лётчик», позволяющих оценивать влияние на ПХ не только динамики объекта управления, но и характеристик и типов рычагов управления;

3 Синтез алгоритмов регуляторов ВАСУ, базирующихся на принципах обратной динамики, с учетом возможности их реализации;

4 Интеграция согласованных алгоритмов регулятора системы управления рычагов управления и исполнительных устройств.

Диссертационные исследования базировались на **методах экспериментальных исследований** авиационно-космических систем и **математического моделирования** системы «самолет-лётчик».

В первых двух главах Е.В. Ефремов разрабатывает методические основы для достижения цели исследований.

В Главе 1 приведен краткий обзор широко используемых математических моделей управляющих действий летчика. Показана необходимость разработки модели, учитывающей влияние характеристик и типов рычагов управления на характеристики системы «самолет-лётчик». На основании комплекса экспериментальных исследований создана модифицированная **структурная модель управляющих действий летчика**, обеспечивающая высокий уровень соответствия результатам экспериментальных исследований. При проведении экспериментов подтверждено, что существуют оптимальные значения жесткости и демпфирования, обеспечивающие минимум дисперсии сигнала ошибки слежения. Показано, что использование рычага по типу FSC («управление по усилиям»), позволяет уменьшить дисперсию сигнала ошибки в 1.3 – 1.6 раз. Получены результаты, показывающие, что использование бокового рычага по сравнению с центральным позволяет добиться некоторого улучшения точности пилотирования. Общность последнего утверждения, на наш взгляд, требует дополнительного подтверждения.

В Главе 2 выполнена **модификация нескольких известных критериев оценки ПХ**, которая позволила повысить их прогностические свойства. **Предложен «новый критерий МАИ»**, основанный на нормировании параметров системы «самолет-лётчик», полученных с использованием разработанной модифицированной структурной модели управляющих действий летчика. Дополнительно предлагается в качестве параметра оценки уровня компенсирующих действий летчика использовать

мощность усилий, прикладываемых летчиком к рычагу при пилотировании. Получено приближенное выражение для этого параметра и показано, что его значения коррелированы с уровнем ПХ, т.е. он может использоваться в качестве критерия ПХ.

Глава 3 посвящена синтезу алгоритмов ВАСУ на базе принципа «обратной динамики». На примере моделей движения **вертолета Ми-8** и сверхзвукового пассажирского самолета (**СПС**) **второго поколения** показано путем математического и полунатурного моделирования, что такая система позволяет добиться желаемой динамики объекта управления в широком диапазоне частот. Выполнены исследования по влиянию точности представления аэродинамических характеристик объекта управления на работоспособность системы. Для обеспечения робастности в систему управления предложено вводить интегральные законы. Оценено совместное влияние типа рычага управления и алгоритмов ВАСУ на уровень ПХ. Показано, что совокупное применение бокового рычага по типу FSC и алгоритмов, построенных на принципах обратной динамики, позволяет добиться **уменьшения дисперсии сигнала ошибки примерно в три раза для обоих ЛА**, чем подтверждается достаточная общность предлагаемых новшеств.

В главе 4 выполнен комплекс исследований по **согласованию алгоритмов ВАСУ и характеристик привода рулевых поверхностей**, в частности, влияния ограничений по скорости отклонения рулевых поверхностей на точность пилотирования, что актуально для алгоритмов на принципах обратных задач динамики. Предложена модификация алгоритма фирмы SAAB для нелинейного ограничителя скорости отклонения привода. Оценка эффективности модифицированного алгоритма функционирования ограничителя выполнена путем полунатурного моделирования с использованием моделей СПС второго поколения и аэрокосмического ЛА «Спейс Шаттл» с предварительно синтезированной системой управления на принципах обратной задачи динамики. Для «Спейс Шаттл» характерны

малые располагаемые скорости отклонения рулей и высокое эквивалентное фазовое запаздывание, что обуславливает склонность этого ЛА к явлению РЮ. Применение разработанного ограничителя позволило уменьшить требуемые скорости отклонения привода и обеспечить точность пилотирования, близкую к случаю, когда ограничения на приводе отсутствуют, при этом устранена склонность к возникновению РЮ. При использовании модифицированного нелинейного ограничителя скорости привода дисперсия ошибки уменьшается в 4.7 раз (для располагаемой скорости 15 град/с) по сравнению со случаем, когда он отсутствует.

На защиту выносятся:

«1) Закономерности характеристик системы «самолет-лётчик» 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.»

Научная новизна характеризуется следующими результатами.

1 Выявлены закономерности характеристик системы «самолет-лётчик» при использовании бокового и центрального рычагов управления типа «ручка» с формированием управляющего сигнала по усилиям.

2 Получена модифицированная структурная модель управляющих действий летчика, позволяющая учитывать влияние вида управляющего сигнала и типа рычага управления «ручка».

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

4 Предложены два новых критерия качества пилотажных характеристик, основанных на нормировании параметров системы «самолет-лётчик».

5 Разработан алгоритм нелинейного ограничителя максимальных скоростей отклонения рулевых поверхностей, позволяющий реализовать принцип обратной динамики и минимизировать возможность возникновения явления РЮ.

Значимость полученных результатов

Теоретическая значимость определяется в основном новизной полученных результатов.

1 Разработанная математическая модель управляющих действий летчика позволяет оценивать влияние на характеристики системы «самолет-лётчик» параметров и вида управляющего сигнала для бокового и центрального рычага управления типа «ручка».

2 Предложенные критерии оценки ПХ отличаются высокими прогностическими свойствами.

3 Предложен алгоритм введения ограничений скорости отклонения рулевых поверхностей при реализации принципов обратной динамики в ВАСУ.

Практическая значимость.

1 Полученные в работе критерии, в частности, «новый критерий МАИ» позволят 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 склонности к раскачке 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 для бокового рычага управления позволяет существенно улучшить точность пилотирования. 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.

Личный вклад автора в исследования системы «самолет-летчик». 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 РЮ, позволившая повысить их прогностические свойства. Предложены два критерия оценки уровня пилотажных характеристик, основанные на нормировании параметров системы «самолет-лётчик». Сформулированы условия реализуемости ВАСУ на основе принципов обратных задач динамики и выполнена оценка эффективности ВАСУ такого типа для нескольких ЛА. Предложен алгоритм функционирования нелинейного ограничителя скорости отклонения рулевых поверхностей.

Рекомендации по использованию результатов и выводов диссертации

Результаты диссертационного исследования могут служить основой для разработки методик проектирования ВАСУ перспективных ЛА, при

отработке нормативных документов и требований к ПХ ЛА различного назначения. С целью внедрения результатов работы рекомендуется рассмотреть вопрос о передаче их в отраслевые научно-исследовательские и научно-испытательные организации, в организации и предприятия ПАО «ОАК», ФАУ «ЦАГИ имени проф. Н.Е. Жуковского», АО «ЛИИ имени М.М. Громова», в образовательные учреждения авиационной направленности.

Достоверность результатов подтверждается проведенными экспериментальными исследованиями, корректным использованием положений теории человеко-машинных систем, теории управления.

Апробация результатов работы

По теме диссертационной работы опубликовано двенадцать статей, из которых три - в изданиях, рекомендованных ВАК, девять - в изданиях входящих в Scopus, два издания, входящих в Scopus, имеют рейтинг Q1.

По результатам работы получено 2 свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ. Автором сделано 17 докладов на международных и всероссийских научных конференциях.

Соответствие автореферата диссертации её содержанию

Автореферат содержит основные положения работы и выводы, соответствует основному содержанию диссертации и позволяет оценить уровень квалификации автора. Оформление автореферата и диссертации в целом соответствует существующим требованиям.

Достоинства диссертации.

Несомненными достоинствами работы являются, во-первых, системный подход к решению поставленных задач, во-вторых, приложение получаемых теоретических положений к трем совершенно различным ЛА. Применения

методики синтеза ВАСУ для трех принципиально отличающихся по динамическим характеристикам ЛА подтверждают общность и универсальность полученных результатов, косвенно этим подтверждается и их достоверность.

Замечания по диссертации

В качестве замечаний необходимо отметить следующее.

1 В тексте диссертации и автореферата присутствуют технические жаргонизмы, имеются некоторые неточности и отклонения от **ГОСТ Р 2.105** в оформлении. Так, передаточные функции по тексту иногда называются «динамикой», производная усилия по скорости перемещения «демпфированием» (стр. 28). В некоторых формулах не приводится описание применяемых обозначений, например, в формулах (1.3), (1.4).

Из рисунка 3.1.б не ясно, каким образом формируется желаемая угловая скорость тангажа, а на рисунке 3.7. она обозначена как ω_x .

В уравнениях 3.1, 3.2 фигурирует производная момента тангажа по углу тангажа, которая, как известно, не имеет физического смысла, при этом никаких пояснений не приводится. В то же время в уравнениях отсутствуют инерционные моменты, что также не оговаривается.

Рисунки 3.12, 4.3, 4.4, 4.9 выполнены чрезвычайно мелко и неудобочитаемы.

На рисунке 3.4. показан переходный процесс по крену с достижением величины 60 градусов, однако у вертолета Ми-8 максимальное допустимое значение крена составляет 45градусов.

В Заключении пункты перечисления не согласованы с обобщающим словом.

2 Недостаточно полно описана методика выполнения экспериментов, в частности, не приводятся данные по количеству выполненных экспериментов, отсутствуют подробные сведения об операторах и летчиках,

участвовавших в экспериментах, статистические данные о выполненных экспериментах.

3 Очень часто автор под термином «точность пилотирования» подразумевает дисперсию сигнала ошибки, хотя по ГОСТу точность – это среднеквадратичное отклонение.

4 Автор не рассматривает статические характеристики управляемости P_{σ}^{ny} и X_{σ}^{ny} в то время как эти показатели имеют приоритетное значение при оценке пилотажных характеристик ЛА и в соответствии с действующими нормативными документами являются критериями характеристик управляемости.

5 При выполнении экспериментальных исследований и при решении задачи синтеза ВАСУ на основе принципов обратной динамики автор ограничивается только задачей компенсаторного слежения по углу тангажа.

6. В Заключение не приводятся рекомендации по перспективам дальнейшей разработки темы, как это рекомендует **ГОСТ Р.7.0.11.2011**.

Отмеченные недостатки в целом не снижают теоретическую и практическую значимость результатов диссертационных исследований, а также не оказывают влияние на достоверность полученных научных результатов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Тема диссертации Ефремова Е. В. соответствует паспорту специальности 2.5.16. – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки)».

Диссертация Ефремова Е. В. представляет собой самостоятельную законченную научно-квалификационную работу, удовлетворяет требованиям п.п. 9-14 Положения о порядке присуждения ученых степеней, утвержденного постановлением Правительства Российской Федерации от

24 сентября 2013 г. № 842 (ред. от 01.10.2018г.), а также удовлетворяет требованиям Высшей аттестационной комиссии при Министерстве науки и высшего образования Российской Федерации, предъявляемым к диссертациям на соискание ученой степени кандидата технических наук.

Автор диссертации, Ефремов Евгений Владимирович, заслуживает присуждения ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16. – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки)».

Главный конструктор по
аэродинамике, к.т.н. с.н.с

«15» мая 2023г



Тарасов А.З.

Главный специалист, доктор
технических наук профессор

«15» мая 2023г



Акимов А.Н.

Результаты диссертационной работы рассмотрены и одобрены на заседании Отделения НТС в ОКБ ОТА ПАО «ОАК» (Протокол № 5 от 11.05.2023)

Публичное акционерное общество «Объединенная авиастроительная корпорация», опытно-конструкторское бюро Сухого («ОКБ Сухого»), почтовый адрес: Поликарпова улица, д. 23Б, а/я 604, Москва, 125284,
тел. 8(499) 550-01-06, 8(495) 7802490, факс (495)94568-06

E-mail: avpk@sukhoi.org, info@sukhoi.org

*С отзывом ознакомлен
19.05.2023 г. Ефремов Е.В.*