

Проректору по научной работе  
Федерального государственного бюджетного  
образовательного учреждения высшего обра-  
зования «Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский универси-  
тет)»

Равиковичу Ю.А.

---

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

**Уважаемый Юрий Александрович!**

В ответ на Ваше письмо (исх. 604-10-210 от 23.06.2021), направляю отзыв Гребенкина Александра Витальевича на диссертационную Козяйчева Андрея Николаевича «Разработка законов управления, повышающих безопасность полёта самолётов транспортной категории», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.09 – «Динамика, баллистика и управление движением летательных аппаратов».

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

Учёный секретарь диссертационного совета  
ДСО 999.023.03 ПАО «МИЭА», к.т.н.

Кербер О.Б.

---

(должность)

*Кербер*  
(подпись)

---

(Фамилия И.О.)

Отдел документационного  
обеспечения МАИ

«04» 08 2021 г.

## ОТЗЫВ

официального оппонента на диссертационную работу Козьяйчева Андрея Николаевича на тему «РАЗРАБОТКА ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ, ПОВЫШАЮЩИХ БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЁТА САМОЛЁТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ», представленной к защите на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.09 «Динамика, баллистика и управление движением летательных аппаратов»

### Актуальность темы диссертации

На современном уровне развития авиационной техники совершенство самолётов транспортной категории в первую очередь определяется совершенством комплексной системе управления (КСУ). Дальнейшее развитие КСУ идёт по направлению расширения её функционала, основанного на совершенствовании бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) и бортового программного обеспечения.

Традиционно КСУ решает такие задачи как:

- улучшение собственных характеристик самолёта по критериям устойчивости и управляемости,
- автобалансировка в продольном канале управления,
- повышение комфорта для экипажа и пассажиров,
- защита лётного диапазона по скоростным параметрам и предотвращение выхода за допустимые значения по углам атаки и скольжения в полёте;
- фиксация и стабилизация углов тангажа и крена в полёте,
- автоматическое парирование отказа двигателя.

Расширение функционала КСУ возможно при условии повышения надёжности бортовых систем, обеспечивающих её работоспособность, и минимизации негативного влияния человеческого фактора.

Существует множество опасных факторов, способных оказывать неблагоприятное влияние на воздушное судно в полете. К ним относятся ошибки пилотирования, ошибки диспетчеров, отказы и ошибки в работе бортовых функциональных систем самолёта, неблагоприятные погодные условия и др. Каждый из этих факторов,

Отдел документационного  
обеспечения МАИ  
«04» 08 2021 г.

действуя в отдельности, не является критическим. Большинство авиационных происшествий, как правило, являются результатом комплексного влияния нескольких факторов, сочетание которых образует опасную многофакторную ситуацию полёта, представляющую значительную угрозу безопасности полёта. Современные и перспективные самолёты транспортной категории обладают множеством функций, обеспечивающих ограничение предельных параметров движения самолёта, предупреждение о приближении к предельным параметрам движения и повышения комфорта пилотирования. Однако до настоящего времени остаются режимы, на которых требуются дополнительные строгие (жёсткие) ограничения параметров движения. В частности, на режимах взлёта и посадки, режимах маловысотного полёта, полета с огибанием рельефа местности требуются дополнительные ограничения углов тангажа и крена для недопущения раскачки и касания частями самолёта взлётно-посадочной полосы (ВПП) или элементов рельефа.

Стремясь получить конкурентные преимущества, авиапроизводители стремятся нарастить функциональный состав КСУ самолётов, увеличивая не только число функций ограничения и предупреждения, но и набор функций, разгружающих экипаж от рутинных действий и повышающих удобство управления (режимы фиксации и стабилизации углов тангажа и крена, снижение манёвренных нагрузок на крыло и т.п.). Дополнительные трудности появляются при выполнении полётов на малых высотах из-за повышения вероятности касания самолётом крылом или мотогондолами поверхности ВПП, вызванных ошибками пилотирования или воздействием атмосферных возмущений. Обычные способы стабилизации параметров продольного и бокового движения, используемые в полёте на достаточно больших высотах, не позволяют обеспечить требуемую точность стабилизации и качество переходных процессов при выполнении полётов вблизи земли. Предлагаемые автором диссертационной работы новые функции и алгоритмы КСУ направлены на обеспечение высокой точности стабилизации и ограничения углов крена и скольжения на малых высотах полёта и позволяют повысить качество штурвального управления и уровень безопасности полётов на взлётно-посадочных режимах полёта. Безусловно эти алгоритмы актуальны и будут востребованы производителями авиационной техники.

Учитывая вышесказанное можно сделать заключение, что тема диссертационной работы Козьяйчева Андрея Николаевича является актуальной и имеет высокую практическую ценность.

### **Достоверность и новизна результатов, полученных в диссертационной работе**

Анализ содержания диссертационной работы Козьяйчева Андрея Николаевича, позволяет утверждать, что разработанная автором функция и алгоритм ограничения угла крена вблизи земли, основанные на логике переключения управляющего сигнала от лётчика на сигнал стабилизации заданного максимального угла крена при опасности его превышения, позволяет надёжно ограничить заданный максимальный угол крена и не допустить касания частями самолёта поверхности ВПП. Алгоритм реализован в виде конечных автоматов, которые используются при разработке функций высокой логической сложности (наличие множества состояний системы управления с реализацией различных законов управления для каждого состояния), что демонстрирует высокий научный уровень работы. Функция ограничения угла крена вблизи земли с применением конечных автоматов является принципиально новой. Эффективность работы этой функции продемонстрирована расчётными и стендовыми исследованиями. Данная функция включена в алгоритмы КСУ самолёта МС-21-300.

Автором диссертационной работы проведён сравнительный анализ различных методов оценки устойчивости замкнутой системы «самолёт – КСУ» как многосвязной системы, использующей в боковом канале для управления элероны, руль направления и интерцепторы. Показана эквивалентность методов для определения областей устойчивости замкнутой системы и показана применимость этих методов для оценки устойчивости самолёта в боковом канале. Разработанные автором интегральные законы управления в поперечном и путевом каналах позволили реализовать широкий набор функций, существенно повышающих безопасность полётов, качество и комфорт пилотирования магистральных самолётов с электродистанционными системами управления.

Достоверность всех полученных результатов подтверждается использованием апробированных методов исследования динамики полёта и систем управления, математическим моделированием предложенных алгоритмов, а также стендовыми исследованиями, с участием лётчиков-испытателей, проведёнными на пилотажных стендах ЦАГИ.

Работа прошла достаточную апробацию, результаты диссертационной работы докладывались, обсуждались и получили положительную оценку на различных конференциях, в том числе и международных. По теме диссертации опубликованы 4 научные работы (из них две в рекомендованных ВАК РФ изданиях и одна в журнале, входящем в Web of Science).

### **Структура диссертации**

Диссертационная работа включает введение, пять глав, заключение и приложение. Диссертационная работа изложена на 178 страницах, включает 88 рисунков и 2 таблицы. Список используемой литературы включает 58 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 описан технический уровень, функции и алгоритмы систем дистанционного управления современных самолётов транспортной категории. Определены функции, которые необходимо включить в дистанционную систему управления современных самолётов транспортной категории, обосновано использование интегральных законов управления в боковом канале.

**Во второй главе** автор описывает объект управления – это среднемагистральный пассажирский самолёт. Аэродинамическая компоновка самолёта является традиционной для пассажирских самолётов. Алгоритмы дистанционной системы управления самолёта включают весь набор функций, характерных для современных и перспективных магистральных самолётов. Также во второй главе автор рассматривает различные методы расчёта областей устойчивости самолёта с многосвязной

системой управления, основанные на частотных методах. Автором показано, что анализ устойчивости системы при размыкании *по вектору состояния* эквивалентен анализу устойчивости при размыкании *по управляющим сигналам*.

**В третьей главе** автор обосновывает и разрабатывает новую логическую функцию ограничения угла крена вблизи земли с применением конечных автоматов. Данная функция основана на специальной разработанной автором логике переключения управляющего сигнала от лётчика на сигнал стабилизации заданного максимального угла крена при угрозе его превышения. Расчётными и стендовыми исследованиями автор показывает эффективность функции ограничения угла крена при движении самолёта вблизи земли по предотвращению касания крылом или мотогондолой поверхности ВПП. Результаты проведённых исследований позволили рекомендовать функцию для внедрения в алгоритмы самолёта МС-21-300.

**В четвертой главе** автор описывает предлагаемые им концепции управления в путевом и поперечном каналах самолёта транспортной категории. До сих пор на самолётах транспортной категории в боковом канале используются статические законы управления. Автор диссертационной работы предлагает перейти на интегральные законы управления в каналах элеронов и руля направления, что позволяет:

- обеспечить заданные градиенты управляемости по углу крена и угловой скорости крена,
- обеспечить ограничение заданной максимальной скорости крена при максимальных отклонениях ручки управления по крену;
- повысить точность стабилизации и ограничения угла крена;
- реализовать функцию ограничения угла скольжения заданной величиной;
- реализовать функцию автоматической балансировки в поперечном и путевом канале управления.

В поперечном канале предлагается реализовать интегральный закон управления скоростью крена и углом крена. В диссертационной работе предлагается две концепции управления в поперечном канале:

- в заданном диапазоне углов крена осуществляется управление угловой скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена;
- в заданном диапазоне углов крена осуществляется управление угловой скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена, но при отклонении рычага управления по крену, направленном на создание угла крена противоположенного знака, осуществляется управление скоростью крена.

В рамках этих концепций предлагаются новые интегральные законы управления угловой скоростью крена и углом крена, позволяющие обеспечить высокое качество переходных процессов и точность стабилизации кинематических параметров бокового движения. Для учёта влияния угла скольжения на динамику в поперечном канале в закон управления элеронами введена дополнительная обратная связь по углу скольжения и скорости изменения угла скольжения.

В путевом канале автором диссертационной работы предложен интегральный закон управления углом скольжения. Данный закон управления позволяет обеспечить выход самолёта на заданный угол скольжения при перемещении педалей, а максимальному перемещению педалей соответствует заданный максимальный угол скольжения. Для обеспечения заданной реакции по крену при управлении педалями в законах управления предусмотрена перекрёстная связь элеронов и руля направления.

Автором выполнены и приведены результаты расчёта областей устойчивости, рассчитанные с помощью разных методов, самолёта с системой управления и реализованными в ней интегральными законами управления элеронами и рулём направления. Продемонстрирована эквивалентность способов для определения точки потери устойчивости замкнутой системы.

**В пятой главе** представлены результаты расчётных и стендовых исследований интегральных законов управления в путевом и поперечном каналах, выполненных автором или при его непосредственном участии.

Расчётные исследования показали, что данные алгоритмы обеспечивают выполнение заявленных для них функций в широком диапазоне режимов полёта с достаточной точностью.

В ходе стендовых исследований оценивалась управляемость в поперечном и путевом каналах, проверялась точность ограничения скорости крена, угла крена и угла скольжения. Оценивалась реакция самолёта на различные управляющие воздействия. По результатам стендовых исследований получены положительные отзывы лётчиков о пилотажных характеристиках самолёта с интегральными законами управления в боковом канале.

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

**В приложении** представлены отзывы лётчиков по функционированию предложенных автором диссертационной работы функций и законов управления, при проведении стендовых исследований.

Диссертационная работа Козьяйчева А.Н. написана чётким, ясным языком с хорошей логической последовательностью изложения. Материалы диссертационной работы в достаточной мере опубликованы в печатных изданиях, рекомендованных перечнем ВАК, докладывались 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 достаточно обоснованы.

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

1. Оценка разработанных функций управления основана только на мнении лётчиков, отсутствует оценка характеристик управляемости самолёта расчётными методами с помощью критериев управляемости;
2. В работе недостаточно внимания уделено вопросу реконфигурации законов управления в случае отказов информационных сигналов;



3. В работе недостаточно детально описана процедура определения параметров предлагаемых законов управления;
4. В материалах автореферата и диссертации встречаются опечатки и повторения.

В целом, несмотря на отмеченные недостатки, представленная для оппонирования диссертация выполнена на высоком научно-техническом уровне и представляет 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 Козяйчев Андрей Николаевич заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.09 – Динамика, баллистика и управление движением летательных аппаратов.

Официальный оппонент,  
доктор технических наук,  
начальник отдела № 901 ПАО «МИЭА»

  
Гребенкин А.В.

« 29 » 07 2021 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 диссертационного совета

ДСО 999.023.03 ПАО «МИЭА», к.т.н.

Кербер О.Б.

\_\_\_\_\_  
(должность)



  
(подпись)

\_\_\_\_\_  
(Фамилия И.О.)