

Акционерное общество «Туполев»

(АО «Туполев»)

набережная Академика Туполева, д. 17,
Москва, а/я 20, 105005
тел.: (499) 263-77-77
факс: (499) 263-77-01, (499) 263-77-02
e-mail: info@tupolev.ru, tu@tupolev.ru

ОКПО 18982156 ОГРН 1027739263056
ИНН 7705313252/КПП 770901001 (774550001)

На № 12.03.2026 от № Чсх-4219-10.12

п/в отзыва на автореферат
диссертационной работы

Московский авиационный
институт

Ученому секретарю
диссертационного
совета 24.2.327.03 Московского
авиационного института
д.т.н., доценту Старкову А.В.

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

Уважаемый Александр Владимирович!

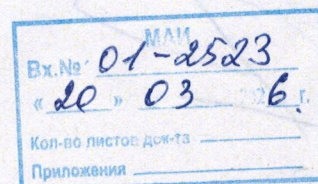
Направляю Вам отзыв на автореферат диссертации Терехова Романа Игоревича «Обеспечение требований к управляемости пассажирских самолётов при отказах в силовой части систем управления», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по научной специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки).

Приложение – Отзыв на автореферат Терехова Р.И. на 4 листах в 2 экз.

Заместитель управляющего директора по
проектированию, научно-техническому и
инновационному развитию

Е.А. Деянов

Хабров Александр Валерьевич
(499) 263-77-77 доб. 27-35



УТВЕРЖДАЮ

Заместитель управляющего
директора по проектированию,
научно-техническому и
инновационному развитию

Е.А. Деянов
_____ 2026 г.



Отзыв

на автореферат диссертации Терехова Романа Игоревича,
выполненной на тему «Обеспечение требований к управляемости
пассажирских самолётов при отказах в силовой части систем управления»,
представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по
специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов (технические науки)

Целью диссертационной работы Терехова Р.И. является разработка подходов к повышению безопасности полётов и сокращению затрат при проектировании систем управления перспективных пассажирских самолётов. Для достижения поставленной цели автором разрабатывается методика формирования структуры силовой части системы управления на ранних этапах проектирования, обеспечивающей выполнение требований к характеристикам управляемости и посадочным характеристикам самолёта в отказных ситуациях, а также инновационная структура системы управления в концепции «более электрический самолёт» с аварийным электродистанционным сервоуправлением, обеспечивающая разнородное резервирование силовой части системы управления.

Отмечается следующая научная новизна результатов исследований:

– разработана математическая модель самолёта с аварийным электродистанционным контуром управления серворулями, учитывающая одновременно особенности динамики серворуля с учётом нелинейных эффектов трения и демпфирования, и особенности реализации электродистанционного управления серворулём;

– разработана методика формирования структурного построения системы управления для обеспечения требуемых характеристик управляемости самолёта при отказах в силовой системе управления;

– разработана структура системы управления перспективного самолёта транспортной категории с двумя гидросистемами и аварийным электродистанционным управлением через серворули на рулевых поверхностях, обоснованы требования к алгоритмической части предлагаемой системы управления.

Практическая значимость работы заключается в том, что применение разработанной методики формирования структурного построения системы управления позволит уменьшить время, необходимое для разработки схемы гидропитания рулевых приводов, и снизить вероятность внесения изменений в конструкцию системы управления самолёта на поздних стадиях проектирования и связанных с этим дополнительных затрат, а также обеспечить выполнение заданных требований к характеристикам самолёта при отказах в силовой системе управления, что в конечном итоге приводит к повышению безопасности полёта.

При рассмотрении автореферата отмечены следующие недостатки:

1. Знаки отклонения элеронов, не соответствующие ГОСТ 20058-80, который определяет, что знак угла отклонения органа управления креном определяется положением правого органа управления, затрудняют понимание и интерпретацию полученных результатов. Так непонятно, чем вызвано изменение знака в формуле (8) если функция $\Delta m_{x_{эл}}()$ определена для всего диапазона отклонения элерона и соответственно меняет знак при $\delta_{эл} < 0^\circ$.

2. Формулы со (2) по (6) содержат опечатки:

– в формулах (2), (3) и (4) вместо текущего отклонения руля высоты должно быть полное отклонение руля на кабрирование или на пикирование;

– в формуле (5) при расчете балансирующего отклонения руля высоты не учитывается отклонение секций интерцепторов, происходящее при потере гидропитания;

– в формуле (6) вместо производной момента крена по безразмерной угловой скорости крена $m_x^{\bar{\omega}_x}$ используется производная $m_x^{\omega_x}$, а также отсутствует знак минус.

3. Одним из критериев при формировании структуры силовой части системы управления является обеспечение максимальной дальности планирования при отказе всех двигателей. В автореферате заявляется, что это обеспечивается работой обоих элеронов от ГСЗ, однако никаких оценок дальности планирования не приведено, а также непонятно рассматривал ли автор при этом эффект от всплытия интерцепторов. В автореферате не указывается о применении каких либо средств фиксации секций интерцепторов в убранном положении при потере гидропитания. Далее в четвертой главе система управления строится с нарушением данного требования – на рисунке 10 оба элерона находятся в положении минус 15° .

4. В качестве другого требования при формировании структуры силовой части системы управления автор рассматривает требование остановить самолёт на дистанции не более чем в 2 раза превосходящую дистанцию, полученную согласно пункту 25.125 АП-25 для сухой ВПП без отказов. Тем самым автор фактически ужесточает требования пунктов 25.125А АП-25 и НЛГ-25 (на территории РФ с 1 января 2023 года действуют НЛГ).

Данное требование усложняет проектирование самолёта при том, что не имеет практического смысла. Потребная посадочная дистанция устанавливается при проектировании самолёта не менее предписанной пунктом 25.125А НЛГ-25 с учетом величины посадочной дистанции при отказах, происходящих на ВПП. Во всех прочих отказных случаях потребная посадочная дистанция указывается в ЛР, если она превышает величину, установленную для нормальной посадки. Экипаж ВС при отказе, приводящем к увеличению потребной посадочной дистанции, может изменить план полёта и выполнить посадку на наиболее подходящей полосе.

При проектировании силовой части системы управления вместо данного требования следует рассматривать минимизацию максимального увеличения посадочной дистанции при отказах:

$$\min_{k=1,2,3} (\max(\Delta L_{\text{пос } k}))$$

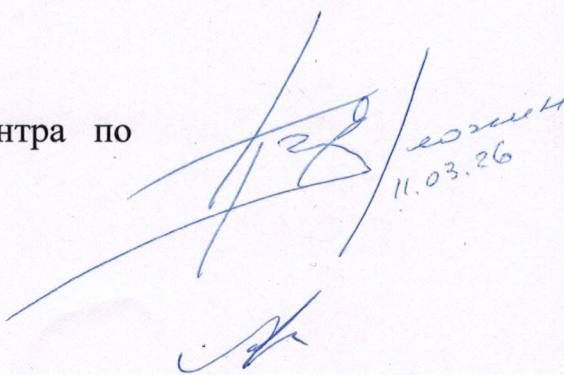
5. Из приведенных материалов неясно, как можно применить разработанную методику формирования структуры системы управления для перспективных самолётов нетрадиционных аэродинамических компоновок с многофункциональными поверхностями управления.

6. Применяемые в работе численные значения критериев управляемости следует дополнительно подтвердить оценками лётчиков.

Указанные недостатки не снижают общей ценности проведенных исследований и полученных результатов.

Работа соответствует паспорту специальности 2.5.16 Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки), Положению о присуждении научных степеней и требованиям ВАК. Автор работы Терехов Роман Игоревич заслуживает присвоения ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки).

Заместитель начальника центра по
научной работе,
кандидат технических наук



П.В. Ерохин


Начальник отдела

А.В. Хабров

Акционерное общество «Туполев»

Адрес: 105005, г. Москва, набережная Академика Туполева, д. 17.

Тел.: +7(499) 263-77-77, e-mail: info@tupolev.ru

с отзывом ознакомлен  / Терехов Р.И.
20.03.2026