

ОТЗЫВ

официального оппонента Тарасова Алексея Захаровича
на диссертацию А. Н. Козьяйчева «Разработка законов управления, повышающих безопасность полёта самолётов транспортной категории», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.09 - Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

Работа А. Н. Козьяйчева посвящена проблеме повышения безопасности полетов самолетов транспортной категории, в первую очередь на этапах взлета и посадки, на которые, по статистике, приходится наибольшее количество летных происшествий. На этих режимах, при малых высотах полета над взлетно-посадочной полосой (ВПП), для современных транспортных самолетов, имеющих значительный размах крыла, возрастает вероятность касания поверхности ВПП частями самолета, в первую очередь концами крыла при кренении. Дополнительные риски такого рода возникают при взлетах и посадках самолетов в условиях турбулентной атмосферы и бокового ветра. Решение данной проблемы автор предполагает искать за счет реализации в системе управления самолета специальных функций, исключающих ситуации касания ВПП частями самолета. Современные цифровые дистанционные системы управления транспортных самолетов обеспечивают такую возможность, поэтому тема диссертационной работы А.Н. Козьяйчева представляется актуальной.

Диссертация, представленная соискателем, состоит из введения, пяти глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка использованных источников и приложения.

Во Введении автор обосновывает актуальность темы диссертационной работы, формулирует цель, задачи, объект и предмет исследования, представляет сведения о научной новизне, практической значимости, апробации результатов исследования, а также формулирует основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту.

В первой главе автором выполнен обзор современных систем дистанционного управления (СДУ), включая их технический уровень, функции и алгоритмы и определяются функции, которые необходимо включить в СДУ современных самолётов транспортной категории. Автор рассматривает требования, предъявляемые к динамическим характеристикам продольного и бокового движений, запасам устойчивости замкнутой системы «самолет-СДУ» и делает вывод, что «поскольку СДУ обязана обеспечивать безопасность полёта, то целесообразно возложить на СДУ функции по защите диапазона режимов полёта». Для этого должны быть реализованы ограничения и предупреждения о превышении таких параметров, как углы атаки, скольжения, тангажа и крена в полете, углы тангажа и крена на взлете и посадке, а также нормальных и боковой перегрузок, ограничений по скорости полета (по сваливанию и максимальной скорости). Так как многие из параметров движения требуют достаточно точного ограничения по величине, причем без заметного превышения допустимого уровня, то автор предлагает шире применять астатические (интегральные) законы управления, которые «позволяют более легко добавлять в свои алгоритмы новые функции и перенастраивать свои параметры после коррекции исходных данных, например, коррекции аэродинамических характеристик». В настоящее время астатические законы управления широко используются в продольном канале управления, однако в управлении боковым движением астатические законы применяются очень редко. Для реализации указанных выше ограничений по параметрам бокового движения автор предлагает рассматривать применение интегральных законов управления в боковом канале СДУ.

Глава 2-я диссертационной работы посвящена описанию объекта управления и рассмотрению методов расчета областей устойчивости замкнутой системы «самолет-СДУ» по расчетным параметрам, используемым в законах управления.

В качестве рассматриваемого объекта управления автор берёт типичный дозвуковой транспортный самолет-моноплан, выполненный по нормальной аэродинамической схеме с низко расположенным стреловидным крылом трапецевидной формы в плане. Механизация крыла

Отдел документационного
обеспечения МАИ 1

«17» 08 2021 г.

представлена предкрылками и закрылками. На крыле расположены элероны, интерцепторы и воздушные тормоза (одна секция на каждой консоли). Палубное горизонтальное оперение и однокилевое вертикальное оперение – стреловидные, они установлены на хвостовой части фюзеляжа. Горизонтальное оперение (стабилизатор) имеет руль высоты, а вертикальное оперение – руль направления. Характерные массы самолета изменяются в диапазоне от 41900 кг (пустой снаряженный) до 73500 кг (максимальная взлетная масса).

Так как задача обеспечения необходимых динамических характеристик самолета при управлении и построения эффективных алгоритмических ограничений параметров движения самолета может быть решена только с использованием в СДУ обратных связей по параметрам движения, в том числе по ограничиваемым параметрам, то возникает проблема обеспечения устойчивости замкнутой многоконтурной системы управления высокого динамического порядка, имеющей большое число обратных связей по различным параметрам движения. Для решения этой задачи автор анализирует в общем виде структуру замкнутой системы управления боковым движением с вектором состояния $\underline{y}=[\text{скольжение, угловая скорость рыскания, угловая скорость крена, крен}]$ и вектором управления $\underline{u}=[\text{отклонение элеронов, отклонение руля направления}]$. Используя технику представления динамической системы в виде графа, автор показывает, что система может быть представлена в виде двух связанных между собой каналов управления по крену и рысканию, в каждом из которых можно выделить свой общий коэффициент усиления, в данном случае R_ω и R_n и выбирать область устойчивости в пространстве этих коэффициентов. Анализируя систему управления автор показывает, что характеристическое уравнение замкнутой системы является нелинейным по коэффициентам усиления R_ω и R_n , а также по величинам запаздываний, которые могут присутствовать в этих коэффициентах. Это затрудняет расчет областей устойчивости, однако автор показывает, что для получения границы устойчивости полной замкнутой системы можно анализировать с помощью частотных характеристик устойчивость системы, полученной размыканием по любому из выделенных коэффициентов R_ω или R_n . Автор также распространяет данный результат на систему произвольной размерности.

В главе 3 автор описывает разработку алгоритмического ограничителя угла крена самолета в СДУ бокового движения. Предварительно формулируются требования к точности и запасам устойчивости такого ограничителя. Автор предлагает реализовывать функцию ограничения угла крена на основе замещения управляющего сигнала от летчика на сигнал стабилизации заданного максимального угла крена, когда формируются условия приближения угла крена к величине ограничения и условия нарушения этого ограничения. При этом максимальная величина угла крена в общем случае является функцией высоты полета и выбирается из условия исключения касания поверхности ВПП концом крыла или другой точкой планера. Автор также предлагает уточнение алгоритма ограничителя крена с учетом возможных отклонений летчиком педалей.

Предлагаемые автором алгоритмы ограничителя угла крена для полного бокового движения самолета с управлением по крену и рысканию отличаются значительной логической сложностью, что ставит проблему их синтеза и отработки, то есть проверки во всех возможных сочетаниях входных сигналов и условий. Для решения этой задачи автор предлагает подход с использованием теории конечных автоматов на основе графов логических переходов – это позволяет построить тестовые сценарии, которые полностью покрывают все возможные варианты входных условий, что является важным для стендовой отработки комплекта СДУ перед испытаниями в полете. Предлагаемый автором подход к построению ограничителя угла крена позволяет легко добавлять данную функцию к системе управления любого самолета, так как функция ограничения подключается по принципу совмещенного управления.

Автор приводит пример системы управления с ограничением крена для рассматриваемого базового самолета, приводит примеры полученных переходных процессов ограничителя крена и показывает на этом примере влияние характеристик привода элеронов, таких как скорость перекадки и добротность внутреннего контура привода, выбор которых должен производиться с

учетом работы ограничителя крена. Также автор приводит результаты исследования динамики работы ограничителя крена для различных внешних атмосферных возмущений.

Стендовые исследования ограничителя крена с участием летчика выполнялись автором на пилотажном стенде ЦАГИ и позволили дополнительно улучшить работы ограничителя за счет введения прогнозирования максимального угла крена в зависимости от высоты. В целом, предлагаемый автором ограничитель угла крена получил положительную оценку летчиков и был рекомендован для реализации на самолете МС-21-300.

Глава 4 работы посвящена разработке астатических (интегральных) законов управления в боковом канале управления.

Автор предлагает реализовать следующий интегральный закон управления скоростью крена и углом крена: в заданном диапазоне углов крена осуществляется управление скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена, а при отклонении рычага управления по крену в сторону создания угла крена противоположенного знака осуществляется управление скоростью крена. При этом вводятся нелинейные зависимости заданных угловой скорости крена и угла крена от отклонений рычага управления и педалей. При управлении педалями в заданном диапазоне углов крена управление осуществляется скоростью крена, вне этого диапазона управление осуществляется углом крена. Реализация таких законов управления требует формирования достаточно сложных логических функций, которые были разработаны автором. Для уточнения разработанных астатических законов управления боковым движением автором были выполнены исследования на пилотажном стенде с летчиком, в результате которых данный закон был уточнен и подтвержден.

В канале рыскания автором предложен астатический (интегральный) закон управления, обеспечивающий на отклонение педалей (что эквивалентно заданному углу скольжения) выход на этот угол скольжения. В свою очередь заданный угол скольжения предлагается делать функцией перемещения педалей и скорости полета. Дополнительно на руль направления подается сигнал перекрестной связи из канала управления элеронами.

На примере разработанных законов управления автором были рассчитаны нелинейные области устойчивости замкнутой системы управления боковым движением с интегральными законами управления и были продемонстрированы подходы по частотному анализу устойчивости, развитые в главе 2.

В главе 5 автор приводит результаты расчетных и стендовых (на пилотажном стенде ЦАГИ) исследований динамики движения самолета с разработанной системой управления боковым движением. Расчетные исследования проводились на 17 режимах полета, которые охватывают практически весь эксплуатационный диапазон полета самолета как по скорости, так и по высоте и числу Маха. Стендовые исследования также охватывали всю область полетов. Результаты этих работ подтверждают эффективность разработанных законов управления для ограничения параметров полета и обеспечения заданной динамики движения. Отзывы летчиков приведены в Приложении.

Результаты диссертационной работы Козьячева А. Н. безусловно обладают новизной и представляет научную и практическую ценность для разработчиков систем управления самолетов транспортной категории, так как практически в законченном виде описывают процедуру синтеза законов управления боковым движением СДУ. Достоверность полученных результатов работы подтверждается как расчетными методами, так и экспериментальными исследованиями на пилотажном стенде с участием летчиков.

По работе необходимо сделать следующие замечания:

1. Автор приводит области устойчивости замкнутой системы управления боковым движением самолета с разработанными законами управления, но не приводит рецептов, как подбирать рабочие значения параметров в законах управления внутри этих областей

