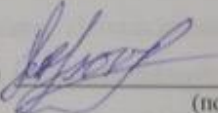


МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«КУБАНСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»
(ФГБОУ ВО «КубГУ»)

Кафедра теории и практики перевода

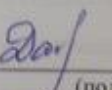
КУРСОВАЯ РАБОТА

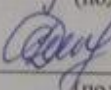
ПЕРЕВОД ФРАГМЕНТА КНИГИ
“ADVANCES IN AEROSPACE GUIDANCE, NAVIGATION AND
CONTROL”
(JOËL BORDENEUVE-GUIBE, ANTOINE DROUIN, CLEMENT ROOS)

Работу выполнил(а)  5.06.18 В. Ю. Лесовин
(подпись, дата) (инициалы, фамилия)

Факультет Романо-германской филологии курс 4

Специальность/направление 45.05.01 Перевод и переводоведение

Научный руководитель
д-р филол. наук, профессор  5.06.18 А. Н. Дармодехина
(подпись, дата) (инициалы, фамилия)

Нормоконтролер
ст. преподаватель  5.06.18 Д. Ю. Сизонова
(подпись, дата) (инициалы, фамилия)

Краснодар 2018

Часть 1

Система наведения и управления

Устойчивый орган поперечного управления самолётами малой авиации

Аннотация. Всем известно, что сектор малой авиации показывает значительно больший коэффициент аварийности, чем сектор гражданской авиации. Этому служат две основные причины: во-первых, пилоты малой авиации обычно обладают значительно меньшим уровнем квалификации, а также меньшим количеством полётных часов, чем пилоты гражданских авиалайнеров. Таким образом, их опыт и осведомлённость об опасности резко ограничены. Во-вторых, самолёты малой авиации обычно не оснащены проверенными временем вспомогательными системами обеспечения безопасности, такими как активная электродистанционная система управления летательным аппаратом, которая является последним словом техники в современной транспортной авиации. Использование активной системы электродистанционного управления помогает пилоту, обеспечивая отличные характеристики полёта и управляемости и, таким образом, сокращает рабочую нагрузку пилота, прямо производя необходимое отклонение рычага управления на основании команд пилота и собственных измерений полётной среды. К сожалению, эта система не была реализована в малой авиации в силу невероятно высокой стоимости стандартной технологии электродистанционного управления. Продолжение работы над проектом “Будущее Малой Авиации” в Институте развития летательных систем Мюнхенского технического университета включает в себя развитие активной системы электродистанционного управления, основной целью которой является обеспечение отличных характеристик полёта и управляемости для достижения максимально возможного содействия пилотам малой авиации. В этой работе рассказывается о создании алгоритмов устойчивого управления

поперечным полётом с предоставлением доказательств устойчивости, а также об их отличной адаптированности под нужды производителей самолётов средней и малой авиации. Доказательство устойчивости особенно важно для самолётов малой авиации, так как на сегодняшний день, из-за необходимости более дешёвой программы моделирования, имеет место существенная неопределённость параметров.

1 Введение

При сравнении аварийной статистики гражданской авиации и авиации общего пользования (рейсовых авиалайнеров) становится очевидным, что сектор гражданской авиации демонстрирует более высокий коэффициент аварийности (Прил. 1). Этот факт не нов, и, хотя причины многочисленны, можно выделить из них две основные. Во-первых, пилоты гражданской авиации в большинстве случаев обладают лишь частной летной лицензией, а следовательно, часы полетов и, соответственно, опыт у них значительно меньше, чем у пилотов рейсовых авиалайнеров, владеющих лицензией пилота авиалиний. Во-вторых, современные транспортные самолёты обладают заметно более высокими техническими стандартами, включающими в себя различные полезные системы помощи пилоту, нацеленные на оказание содействия при управлении и значительное сокращение трудовой нагрузки.

Самые важные и эффективные вспомогательные системы, известные как электродистанционные активные системы управления полётом, установлены прямо в панель управления воздушным судном и обеспечивают, помимо значительного улучшения характеристик полета и управляемости, широкий спектр функциональных возможностей, включая мониторинг отклонения пилотом рычага управления, средства оповещения и ограничения, а также рас-

ширенные средства защиты. Следовательно, они основательно повышают уровень комфорта и безопасности пассажиров, экипажа и всего воздушного судна, обеспечивая конечной целью так называемое “безопасное пилотирование”.

Это значительное повышение уровня безопасности, ставшее стандартом в современных транспортных самолётах и самолётах бизнес-класса, к сожалению, не было реализовано в гражданской авиации в силу колоссальной стоимости стандартной технологии электродистанционного управления полетом, требующей сложной системы запаса и резервирования мощности, для прохождения жестких сертификационных требований и условий. Однако, чтобы добиться соответствующего повышения уровня безопасности в самолетах общего пользования и, таким образом, снизить коэффициент аварийности и защитить жизни людей, хорошо зарекомендовавшие себя вспомогательные системы активного управления полётом бесспорно должны стать доступными, а главное подъемными с финансовой точки зрения для этого класса летательных аппаратов. Это частично актуально в контексте ожидаемого значительного увеличения количества самолетов гражданской авиации, что непременно повлечет за собой увеличение количества аварийных случаев и жертв, а это бесспорно должно быть предотвращено. Поэтому подходящая, а главное доступная по цене специально приспособленная технология электродистанционного управления полетом должна быть продумана или развита, и, соответственно, должна стать немедленно доступной. Например, последние технические достижения и тренды в области (миниатюрных, эффективных и надежных) рулевых агрегатов, датчиков и ЭВМ управления полетом делают возможным создание более экономичных активных систем помощи в управлении для реализации в будущих поколениях самолетов гражданской авиации.

Существенным вкладом в этом направлении является задача, стоящая перед амбициозной технико-исследовательской программой “Малая Авиация Будущего” австрийского производителя самолетов Diamond Aircraft

Industries в сотрудничестве с Институтом развития летательных систем Мюнхенского технического университета. В рамках совместной международной исследовательской программы, посвященной грядущей малой авиации будущего, для динамики продольного движения в первую очередь была предложена концепция комбинированного управления, которая сегодня расширена из-за развития соответствующей системы контроля бокового полёта. И хотя схема алгоритма управления предназначена для обеспечения однотипной высококлассной управляемости и пилотажных характеристик и, таким образом, высокоэффективного содействия пилоту, другой основной целью является разработка специальных процессов, требований/решений для инструментов и оборудования, поддерживающих схему алгоритмов управления, полностью приспособленных под конкретные требования производителей самолетов малого и среднего размера.

В итоге, установленный процесс развития включает в себе следующие основные положения:

–Разработка универсальной системы управления для динамики поперечного движения, подходящей ко всем известным конфигурациям летательных аппаратов (летательные аппараты с неподвижным крылом и хвостовым оперением), независимо от того, будут ли в них реализованы всережимная электродистанционная или комбинированная системы управления ЛА.

–Внедрение соответствующих и подходящих положений по разработке средств усиления управления, согласно Эталонной Модели Прямого Задания Собственной Структуры, применяемой непосредственно к универсальным структурам органов управления, представленным ранее с целью определения показателей/коэффициентов усиления по диапазону работы вышеуказанных.

–Разработка средств анализа органов управления для оценки надежности, основанной на детальных многоаспектных описаниях и оценке неопределенности параметров модели, посредством передовых структурированных

сингулярных вычислений с целью обеспечить (финансово доступный) строгий сертификационный процесс (что является основным ориентиром этой научной работы).

Осуществление контроля, утверждения и тестирования на всех этапах развития будет выполняться путем внедрения созданной поперечной системы управления в современный симулятор самолета гражданской авиации (D-SIM-42) и, в конечном счете, полетом на специально сконструированном экспериментальном летательном аппарате "Fliegender Erprobungsträger" с активной электродистанционной системой управления, являющимся исследовательским воздушным судном на базе DA-42 NG MPP, спроектированным, разработанным и модифицированным в Институте развития летательных систем Мюнхенского технического университета.

2 Разработка, компоновка и создание условий тестирования при помощи (на основании) моделирования динамических факторов полёта

Самолеты малого размера, оснащенные активной электродистанционной системой управления, представляют собой новый класс самолетов гражданской авиации. При оптимизации положительных качеств данной системы некоторые проектные параметры основных вариантов компоновки воздушного судна (коэффициент собственной устойчивости и характеристики демпфирования по умолчанию) могут быть рассмотрены под другим углом и, таким образом, конструкция летательного аппарата будет отличаться от традиционной.

Тем не менее, перед разработкой совершенно новой конфигурации летательного аппарата на базе инновационной системы электродистанционного управления эта система должна быть введена в эксплуатацию, продемонстрирована и протестирована на базе подходящего экспериментального летательного аппарата.

Для этих целей Институт развития летательных систем располагает полнофункциональной средой построения и сборки систем управления полетом:

– Тренировочный аппарат DA-42 (тренировочный симулятор DA-42) с широким функционалом для инсценировки неисправностей множества бортовых систем с целью проектирования и утверждения алгоритмов управления, а также тестирования пилота на выполнение петли Нестерова.

– Стенд для испытаний конструкции и систем управления летательного аппарата на базе DA-42 для тестирования и утверждения отдельных узлов конструкции, комплексных испытаний экспериментальных аппаратов и бортового оборудования путем инсценировки петли Нестерова в рамках наземной отработки полёта.

– И, в частности, экспериментальный летательный аппарат Diamond DA-42 MPP NG (Многофункциональная Платформа Нового Поколения), созданный специально для инсценировки полёта с экспериментальной электродистанционной системой управления полётом, см. Рис. 1.



Рис. 1: Экспериментальный ЛА (DA-42MPP NG) со встроенной электродистанционной системой управления полётом

При таком непрерывном развитии и текущих результатах компоновки систем подразумевается, что самолёт Diamond DA-42 будет применяться в методологии проектирования систем управления как эталонная конфигурация для использования и демонстрации. На примере этого типа воздушного судна технические возможности, преимущества и надежность активной электроди-

станционной системы управления полетом для летательных аппаратов гражданской авиации будут проанализированы, выверены и, в конце концов, испытаны в условиях реального полета.

Относительно компоновки схем и разработки систем управления огромную роль играет подходящий, многофункциональный авиационный симулятор для тестирования функциональных возможностей. Предлагаемое устройство наземной отработки полёта D-SIM-42 оборудовано подлинной кабиной пилота Garmin с полностью экранной индикацией серии G1000, как с основным, так и с многофункциональным пилотажным дисплеем, с целью достичь максимально реалистичных условий пребывания в кабине пилота. Таким образом, симулятор DA-42 представляет собой совершенное устройство для функционального тестирования системы "лётчик - самолёт" в условиях реального мира. К сожалению, модель динамики полёта D-SIM-42, как и обработка всех внутренних сигналов являются "черными ящиками", полностью изолированными от внешнего воздействия. Это является неблагоприятным обстоятельством для использования симулятора как платформы для проектирования и введения в эксплуатацию, а значит и разработки активной электродистанционной системы управления полётом.

По этой причине была разработана независимая, полнофункциональная и нелинейная модель шестистепенной системы подвижности FSD DA-42/FSA 6 DOF, созданная на базе графической среды MATLAB / Simulink. Особое внимание было уделено высокоточному физическому моделированию и точному воспроизведению динамики полета авиационного тренажёра D-SIM-42.

Утверждение модели динамики полёта FSD DA-42/FSA 6 DOF осуществлялось путём систематических имитационных тестовых полётов на базе устройства D-SIM-42, подтвердивших отличное соответствие модели с вышеуказанным устройством.

3.1 Задачи, требования и выбранная концепция проекта

Основной задачей конечного автомата конструкции устройства управления боковым полётом является обеспечение однородных характеристик полёта и управляемости наряду с общим диапазоном режимов полёта с целью значительно сократить рабочую нагрузку пилота во время ручного управления летательным аппаратом. Сопутствующими целями являются повышение безопасности пассажиров и экипажа, а также экономичности летательного аппарата (расход топлива).

Для достижения этих целей необходимо улучшить и стандартизировать параметры стабильности и характеристики управления путем их интуитивной и закономерной подгонки под область рабочих режимов устройства, а также добиться эффективного сопротивления воздушным нагрузкам. Вдобавок, последствия изменений конфигурации системы (отказ одного из двигателей, например) должны быть компенсированы, а последующее сокращение рабочей нагрузки пилота достигнуто путем частичной автоматизации вспомогательных органов управления, таких как интерцепторы, закрылки или ручка управления двигателем.

Таким образом, концепция проекта может быть обозначена и установлена следующими приоритетными проектными задачами:

- Модификация характеристик устойчивости летательного аппарата:

Основные характеристики устойчивости, а значит и качество пилотажа могут быть преобразованы путем установки оптимального демпфирования, собственной частоты или постоянной времени, соответственно, для каждого отдельного вектора бокового полёта. Более того, должны быть применены эффективная компенсация крена и путевая устойчивость.

– Улучшение качеств управляемости:

- Качество командного сигнала/стабилизации угла тангажа относительно канала крена в противоположность управляющему воздействию угла бокового скольжения или характеристикам нулевой поперечной перегрузки (оси рыскания):

Подготовка к воздействию смены вектора скорости и угла бокового скольжения, как показывает практика, осуществляется пилотом интуитивно и заранее в силу стабилизации угла тангажа и особенностей нулевой поперечной перегрузки ($n_y=0$) при условии, если выпущены закрылки.

- Увеличение пути прямого прохождения

При внедрении взаимосвязанных линий прямой цепи для каждой оси крена и рыскания, чувствительность системы управления летательным аппаратом будет улучшена благодаря исключению полюса обратного ответа интегратора из соответствующего перечня функций передачи команд для достижения быстрой реакции общего управляющего устройства.

– Ослабление перекрёстных связей входных командных сигналов (введение отдельных органов управления вспомогательными механизмами):

Чтобы вручную инициировать крен вектора скорости, пилоту необходимо применить координированно–отклонённый элерон и команду на руль управления, либо наоборот, для планомерного увеличения угла скольжения может дополнительно потребоваться отклонить элероны, используя педаль управления рулём. Эта взаимосвязь манёвров, предполагающая устранение перекрёстных связей между экспериментальными осями крена и рыскания, должна автоматически исполняться так называемыми органами управления вспомогательными устройствами. Соответственное устранение связей между осями управления не только удобно для пилота, но и делает структуру органов управления более интуитивной и понятной.

3.2 Конструкция управляющего устройства

Как уже говорилось в предыдущем параграфе, разрабатываемое управляющее устройство должно соответствовать нескольким техническим задачам. Выполнение специальных задач проектирования, таким образом, связано с различными ответвлениями в структуре управляющего устройства.

Как правило, управляющее устройство включает в себя устройство генерирования командных сигналов, обеспечивающее подачу сигналов угловой скорости крена и угла скольжения, регулятор оси крена и рыскания в цепи обратной связи, основанный на расчётных командах и сигналах датчиков обратной связи, генерирующих показатели общего входящего потока относительно требуемой приёмистости крена и рыскания (нормализованный управляющий момент относительно экспериментальных осей), а также орган распределения, преобразующий обобщённые входные параметры в эквивалентные для органа управления рулём/элероном команды на отклонение.

Ветвь генерирования командных сигналов моделирует, лимитирует и обрабатывает воздействия пилота на руль и педаль с целью извлечь/открыть интуитивные характеристики вышеуказанных. Каждый регулятор оси крена и рыскания в основном представляет собой классическую пропорционально-интегральную схему, комбинированную при помощи линии прямой связи. Соответственно, относительное и полное гашение колебаний, как и собственная частота “голландского” крена, постоянные времени крена и спирали скорректированы в соответствии с оптимальным уровнем полётных характеристик номер 1, что позволило устранить перекрестные связи между движением крена и рыскания (применительно к экспериментальному летательному аппарату, т.е. вектор скорости крена/чистые показатели угла бокового скольжения). Линии прямой связи используются с целью обеспечить быструю реакцию по крену и углу скольжения. Орган распределения обеспечивает скоординиро-

ванное отклонение руля направления и элеронов на основании выходных данных регулятора оси крена и рыскания для раздельного характера работы системы управления экспериментальным летательным аппаратом.

Для обеспечения чёткого функционала управляющего устройства, высоко- и низкочастотные измерения должны быть произведены, как это указано в таблице ниже (где верхние переменные представляют собой не замеренные, а предполагаемые значения сигналов).

Таблица 1 Измерительные сигналы

Высокочастотные измерения	Низкочастотные измерения
n_y, p, r	$\phi, \theta, (\dot{\gamma})$

Схема специальных усилителей регулятора (обратная, прямая и перекрёстная связи) для представительного множества условий полёта по заданному диапазону создаётся на базе Эталонной Модели Прямого Задания Собственной Структуры.

Соответственные показатели усиления управляющего устройства, применимые ко всей дальности полёта, были установлены следующим образом: для успешной координации раздельных систем балансировки по заданному диапазону движения, для каждой из этих систем, если её измерители усиления спроектированы методом Эталонной Модели Прямого Задания Собственной Структуры, генерируются модели в пространстве состояний. Основываясь на этих матрицах коэффициентов усиления, разрабатывается управление с программным усилением, охватывающее все доступные области полётных режимов.

4 Исследование и доказательство устойчивости

Для обеспечения безопасной и надёжной эксплуатации самолёта с электродистанционной системой управления на всей доступной полётной области необходимо доказать/утвердить/продемонстрировать, что заданный минимум устойчивости замкнутого контура управления гарантирован при любых отклонениях (которые можно ожидать) между реальной (возмущённой) системой и номинальными параметрами плюс разрабатываемой моделью системы управления. Отличия (отклонения/ошибки) между реальной динамикой системы и номинальными моделями, используемые для разработки систем управления, обычно обозначаются термином “неопределённость параметров модели”. Систему управления называют устойчивой, если предел устойчивости гарантирован для всех возмущённых элементов управления, даже в случае наихудшей неопределённости параметров модели.

Вплоть до сегодняшнего дня, контроль устойчивости систем управления летательными аппаратами в рамках государственной аккредитации и сертификации реализуется посредством метода последовательного ввода и вывода (SISO), а также путём анализа пределов устойчивости (критерий Найквиста и, соответственно, винтовая устойчивость Никольз), сравнение которых вы можете найти в источнике 6. Однако, процедура контроля реализуется и посредством системы многоканального ввода и вывода (MIMO), например для боковой динамики летательных аппаратов, с применением одноконтурной коммутации (при которой все остальные контуры системы закрыты). Тем не менее, Дойль на контрпримере показал (источник 7), что одноконтурного испытания устойчивости системы многоканального ввода и вывода недостаточно. Напротив, действенное и диссипативное доказательство устойчивости для систем MIMO может обеспечить анализ структурных сингулярных значений, или μ -анализ (источник 8). Таким образом, инновационное применение μ -анализа с целью доказательства соответствия нормам устойчивости пользовательских настроек ограничений характеристик устойчивости будет представлено далее в этой главе.

4.1 Введение в Контроль Устойчивости и $\mu\Delta^{\Gamma}$ -анализ

μ -анализ обеспечивает эффективную проверку на устойчивость в системах электродистанционного управления полётом (источник 8). Благодаря структурированному сингулярному значению μ можно убедиться в том, что в случае с определённой группой модельных неточностей ни один полюс/собственное значение номинальной стабильной системы не достигает и не пересекает воображаемую комплексную плоскость и, таким образом, система остаётся стабильной.

С точки зрения динамики полёта, воображаемая плоскость не является решающим фактором характеристик полёта, стабильности и устойчивости. Например, спиральное движение самолёта, оснащенного системой улучшения управления и устойчивости (CSAS), предпочтительно должно быть неподвижно стабильным для обеспечения отличных характеристик полёта (Модельный контур 1 уровня*). Однако, для предпочтительных лётных характеристик этого контура также возможно длительное удвоение амплитуды при спиральном движении (источник 5). Утверждение устойчивости на основании стабильного или ограниченного неровного спирального движения путём μ -анализа невозможно из-за номинального предусловия стабильности и задания воображаемой оси. Таким образом, для демонстрации адекватных характеристик стабильности, т.е. эффективных характеристик полёта и управляемости, делающих возможным ограничение времени удвоения амплитуды на полюсах неровного спирального движения, предлагается применение методов Контроля Устойчивости и $\mu\Delta^{\Gamma}$ -анализа.

$\mu\Delta^{\Gamma}$ -анализ не воспринимает воображаемую ось координат как границы области значений стабильности, но оценивает характеристики стабильности согласно установленным пользователем ограничениям Γ в рамках комплекс-

ной плоскости. По прямой аналогии с воображаемой плоскостью, как ограничением стабильности устойчивости, мы определяем Контроль Устойчивости как: если все полюса/собственные значения линейной, независимой от времени системы находятся в левой части пользовательской шкалы ограничений Γ для всех возмущённых объектов системы управления, то система удовлетворяет требованиям характеристик стабильности устойчивости, и называется соответствующей системой. Если как минимум одно собственное значение/полюс находится на (или справа от) установленных границах устойчивости, система не соответствует требованиям устойчивости, и называется несоответствующей. На Рис.4 изображён концепт соответствия/несоответствия системы, созданный по аналогии со стабильностью/нестабильностью систем.

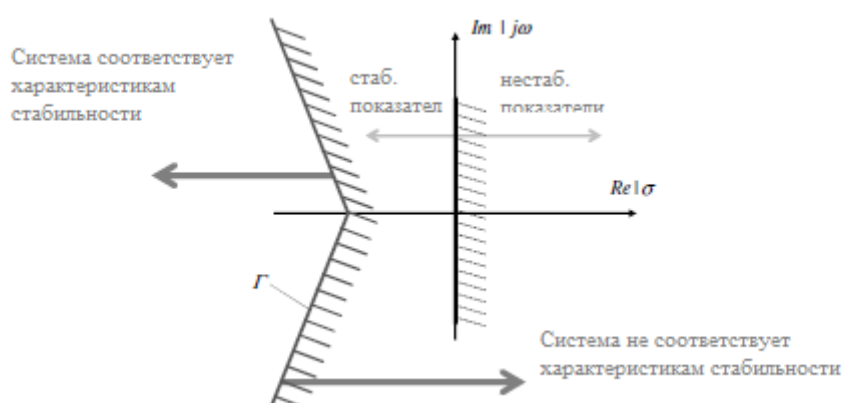
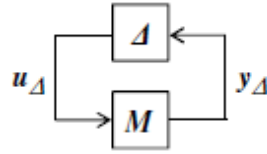


Рис.4: График соответствия/несоответствия системы характеристикам стабильности.

Реализация анализа устойчивости для линейных, независимых от времени систем многоканального ввода и вывода (ММО) посредством $\mu\Delta\Gamma$ -анализа основана на стандартной структуре теории контроля устойчивости, МД-структуре (Рис.5, источники 8, 9 и другие). МД-структура производит разделение известных элементов системы (органы и устройства управления) M , а также неточных значений Δ .

Рис.5: МД-структура



В соответствии с определением структурного сингулярного значения μ (источник 8), уравнение $\mu\Delta^\Gamma$ для анализа устойчивости определяется следующим образом:

Определение $\mu\Delta^\Gamma$: Если Γ является биективным, установленным пользователем ограничением, а для $M\Delta$ -структуры верно следующее:

- $M(s^\Gamma)$ и $\Delta(s^\Gamma)$ являются комплексными матрицами для каждой точки области соответствия Γ (Индекс s^Γ)
- $\Delta(s^\Gamma) \in \underline{\Delta}$ при

$$\underline{\Delta} = \{\text{диаграмма } (\delta_1 I_1, \dots, \delta_k I_k, \Delta_1, \dots, \Delta_k) \mid \delta_i \in \mathbb{C}, \Delta_j \in \mathbb{C}^{m_j \times m_j}\},$$

структурное сингулярное значение $\mu\Delta^\Gamma$ матрицы M для каждой точки ограничения соответствия $S_\Gamma = \delta_\Gamma(\omega) + j\omega$ при $\omega \in (-\infty; +\infty)$ (для анализа соответствия характеристикам устойчивости) определяется как:

$$\mu_{\Delta\Gamma}(M_{(s^\Gamma)}) := \begin{cases} (\min\{\bar{\sigma}(\Delta_{(s^\Gamma)}) \mid \det(I - M_{(s^\Gamma)} \Delta_{(s^\Gamma)}) = 0\})^{-1} \\ 0 \mid \det(I - M_{(s^\Gamma)} \Delta_{(s^\Gamma)}) \neq 0, \forall \Delta \in \underline{\Delta} \end{cases} \quad (1)$$

Доказательство соответствия устойчивости с помощью структурного сингулярного значения $\mu\Delta^\Gamma$ номинальной, линейной и независимой от времени динамической системы выглядит следующим образом:

Анализ соответствия с помощью $\mu\Delta^\Gamma$: Если Γ является уникальным, определённым пользователем ограничением, а для $M\Delta$ -структуры верно следующее:

- $M(S)$ и $\Delta(S)$ являются комплексными переходными матрицами, соответствующими требованиям устойчивости, т.е. все полюса/собственные значения $M(S)$ и $\Delta(S)$ по левую сторону шкалы соответствия, а
- $\Delta(S)$ является блочно-диагональной матрицей неточных значений, согласованной с $\delta(\Delta(S)) \leq 1, \forall S = \delta + j\omega$ с $\delta = \delta_r(\omega)$,

закрытая МД-структура является соответствующей (соответствует требованиям устойчивости) для всех допустимых неточных значений, если

$$\mu_{\Delta\Gamma}(M_{(s\Gamma)}) < 1 \quad \forall \omega. \quad (2)$$

Согласно анализу структурных сингулярных значений μ , прямое вычисление $\mu_{\Delta\Gamma}$ невозможно, но могут быть определены верхняя и нижняя границы значений на основании свойств $\mu_{\Delta\Gamma}$. Этот признак аналогичен подобному в μ -анализе (источники 8 и 9).

Упрощённая описательная интерпретация $\mu_{\Delta\Gamma}$ и условий устойчивости выглядит следующим образом: корни уравнения $\det(I - M_{(s\Gamma)}\Delta_{(s\Gamma)})$ равны собственным значениям/полюсам закрытой МД-структуры. Если для каждой точки границы соответствия уравнение $\det(I - M_{(s\Gamma)}\Delta_{(s\Gamma)})$ имеет решение, мы можем определить, лежат ли собственные значения/полюса на границе соответствия. Имея в виду номинальную систему соответствия (все собственные значения/полюса расположены слева от границы соответствия), и подразумевая успешно растущее несоответствие значения Δ , можно определить младшее из значений Δ , так как для него решением уравнения $\det(I - M_{(s\Gamma)}\Delta_{(s\Gamma)})$ будет 0. Таким образом, значением Δ будет наибольшее сингулярное значение $\delta(\Delta_{s\Gamma})$. Это означает, что как минимум один полюс/собственное значение достигает границы соответствия. В результате, структурное сингулярное значение $\mu_{\Delta\Gamma}(M_{(s\Gamma)})$ является мерой пересечения границ соответствия в виде отношения собственного значения/полюса и неточного значения Δ . Наибольшее значение $\mu_{\Delta\Gamma}(M_{(s\Gamma)})$ означает наихудшие характеристики устойчивости, наименьшее же

значение $\mu\Delta^{\Gamma}(M_{(sr)})$ – хорошие характеристики устойчивости. Согласно теореме о малом коэффициенте усиления (источники 8 и 9) и допустимым неточным значениям $\delta(\Delta_{(sr)}) \leq 1$, требования соответствия устойчивости при $\mu\Delta^{\Gamma}(M_{(sr)}) < 1$ соблюдены.

Детальные и всеобъемлющие описание и доказательство соответствия устойчивости как структурного сингулярного значения $\mu\Delta^{\Gamma}$ и его свойств уже реализованы авторами, но вне этой работы. Приведённое выше введение в вопрос не претендует на законченность, имея своей целью краткое посвящение читателя в тему для лучшего понимания дальнейшей информации.

5 Линейный и нелинейный анализ

В конце концов, для подтверждения динамических характеристик и улучшений управляемого летательного аппарата на фоне неуправляемого, приводится краткий линейный анализ замкнутого контура. Заключительное испытание законченной системы, включая динамику силового провода и время задержки цифровой обработки данных, осуществляется путём нелинейного численного моделирования, о котором будет сказано чуть позже.

Варианты движения крена вдоль заданной оси сокращаются до диапазона приемлемых значений с целью обеспечить интуитивные летные характеристики, а абсолютное демпфирование, будучи причиной слишком высокой чувствительности управления, сокращается еще более значительно. Позиция полюсов/собственных значений “голландского” крена изменяется системой управления с программным усилением, чтобы достичь оптимального абсолютного и относительного демпфирования, а также более высокой собственной частоты, чтобы “голландский” крен удовлетворял значениям, требуемым при тестировании с моделью в контуре обратной связи 1 уровня. Вдобавок, си-

система управления с постоянным усилением обеспечивает более высокий демпинг во время “голландского” крена, то есть улучшенные лётные характеристики в сравнении с летательным аппаратом без системы управления.

На Рис. 11 изображены полюса/собственные значения управляемых самолётов с программным усилением управления, самолётов с постоянным коэффициентом усиления управления и неуправляемых самолётов.

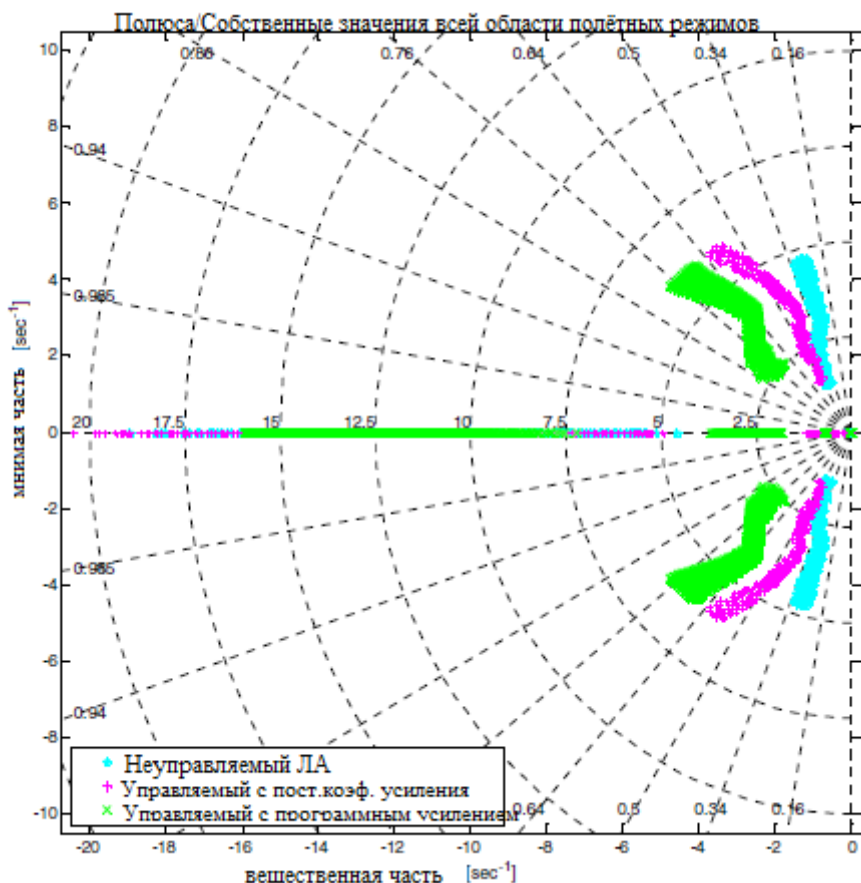


Рис. 11 Полюса/Собственные значения всей области полётных режимов

Спиральное движение летательного аппарата без системы управления, обладающего характеристиками устойчивости, преобразуется системой управления для обеспечения нейтральной устойчивости, что требуется для обеспечения отличных характеристик полёта и управляемости летательного аппарата, оснащённого системой улучшения устойчивости и управляемости.

Требуемое устранение перекрёстных связей динамических показателей крена и рыскания, столь необходимое для обеспечения оптимальных лётных

характеристик летательного аппарата, оснащённого системой улучшения устойчивости и управляемости, также реализуется с помощью системы управления с программным усилением. Чтобы продемонстрировать вышеуказанный факт, проанализируем собственный вектор “голландского” крена: на Рис. 12 изображены собственный вектор “голландского” крена самолёта без системы управления и самолёта с системой управления с программным усилением в зависимости от динамического давления. На графическом изображении чётко показано, что угловая скорость крена ($\dot{\phi}$), как и скоростной угол крена (ρ_e) летательного аппарата с системой управления сводится к минимуму и, таким образом, динамические показатели рыскания изолируются от динамических показателей крена, как того и требует система.

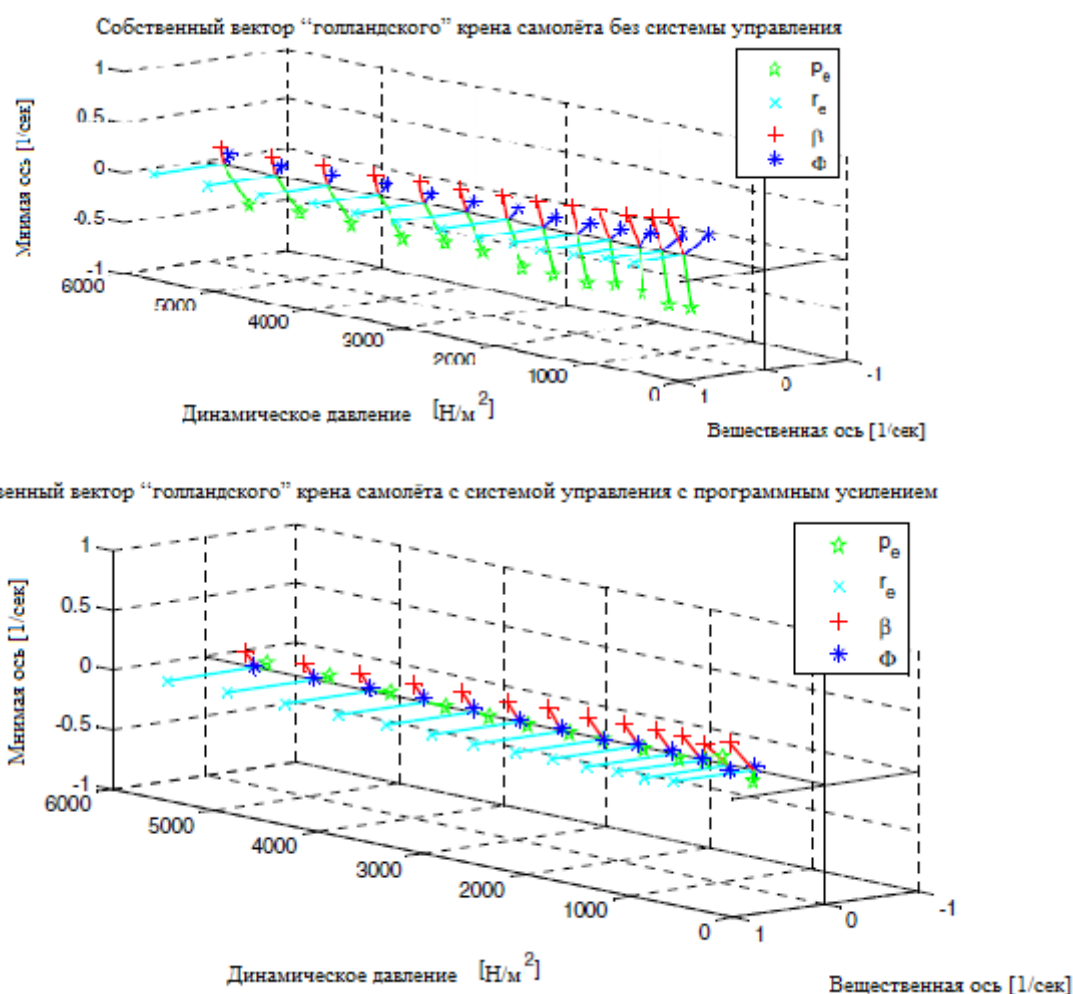


Рис. 12 Собственный вектор “голландского” крена

На практике было доказано, что по аналогии с “голландским” креном, угол бокового скольжения, как при поперечном, так и при спиральном движении сводится к минимуму. В результате, перекрёстные связи динамических показателей оси крена и угла скольжения устраняются.

Анализ собственных значений и собственных векторов чётко показывает, что требования достижения отличных лётных характеристик, в частности устранения поперечного сноса, в полной мере достигаются в рамках линейной модели.

В конечном счёте, удовлетворение этих требований путём нелинейного анализа будет подтверждено ниже по тексту:

Нелинейное цифровое моделирование самолёта с системой управления с программным усилением достигается благодаря упомянутой выше модели динамики полёта FSD DA-42/FSA 6 DOF. Характеристики летательного аппарата будут проанализированы, в первую очередь, на управляемость на оси крена, во-вторых – на сопротивление внешним атмосферным помехам. Анализ летательного аппарата с электронной системой управления всегда основан на его сравнении с летательным аппаратом без электронной системы управления.

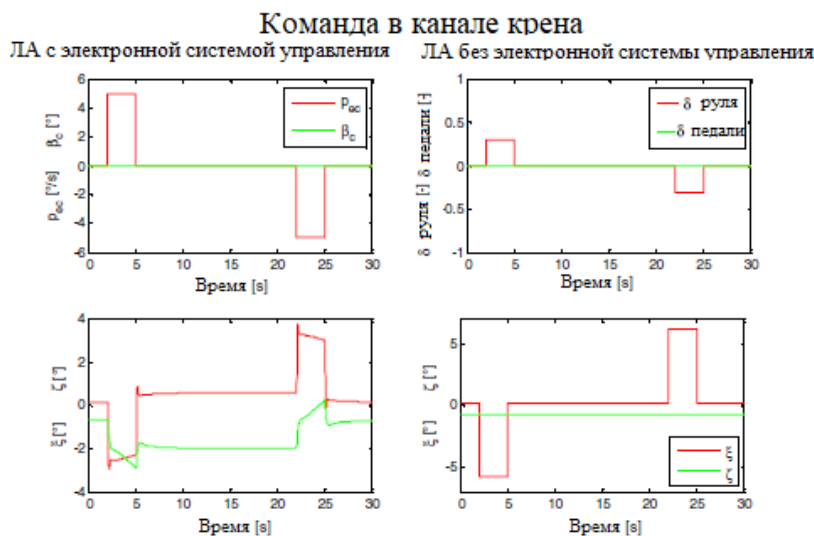
Динамические характеристики летательного аппарата с электронной системой управления, генерирующей меандр частотой ρ_{ec} , показаны в левом столбце Рис. 13. В сравнении с летательным аппаратом без электронной системы управления, самолёт с электронной системой управления при увеличении и уменьшении угла крена двигается так же скоординировано, как и при прямом полёте. При автоматически координируемом полёте, как и требуется, почти полностью отсутствует эффект углового скольжения. Это достигается благодаря применению универсального электрорегулируемого руля управления и отклонению элеронов. Очевидно, что летательный аппарат, не оснащённый электронной системой управления (правый столбец диаграмм на Рис. 13),

не способен осуществить скоординированное движение в полёте при поперечном отклонении ручки управления, и, таким образом, рабочая нагрузка на пилота при осуществлении подобного манёвра очень высока.

После анализа командного режима p_{ec} необходимо изучить атмосферное воздействие:

Структура бокового воздушного порыва принимает форму “1-cos”. Динамические характеристики самолёта с электронной системой управления с программным усилением представлены в левом столбце диаграмм на Рис. 14. Характеристики летательного аппарата без электронной системы управления при порыве ветра представлены в правом столбце диаграмм. Вдобавок, на нижних диаграммах Рис. 14 представлена скорость порыва поперечного ветра.

Система управления обеспечивает скоординированное отклонение руля управления и элерона, что значительно улучшает динамические характеристики γ_e и β положения угла рыскания благодаря улучшенным переходным характеристикам. Более того, автоматическое отклонение поверхности управления самолёта с электронной системой управления значительно сокращает эффект от оси крена. Угловая скорость крена p_e сокращается до минимума и, таким образом, угол крена почти равен нулю в сравнении с углом крена летательного аппарата без электронной системы управления.



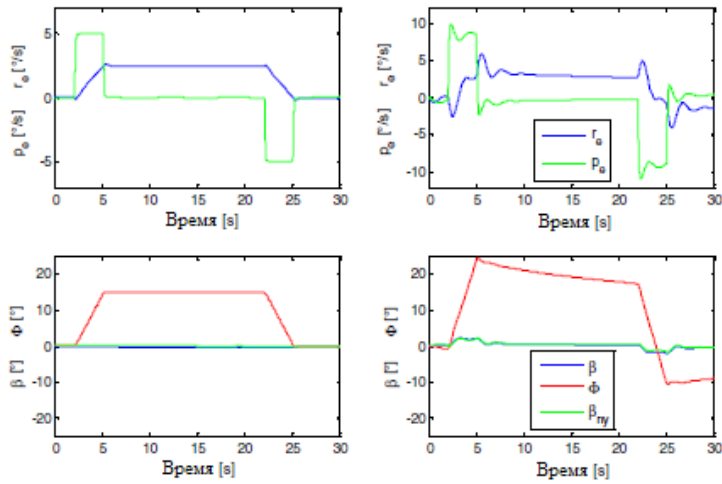
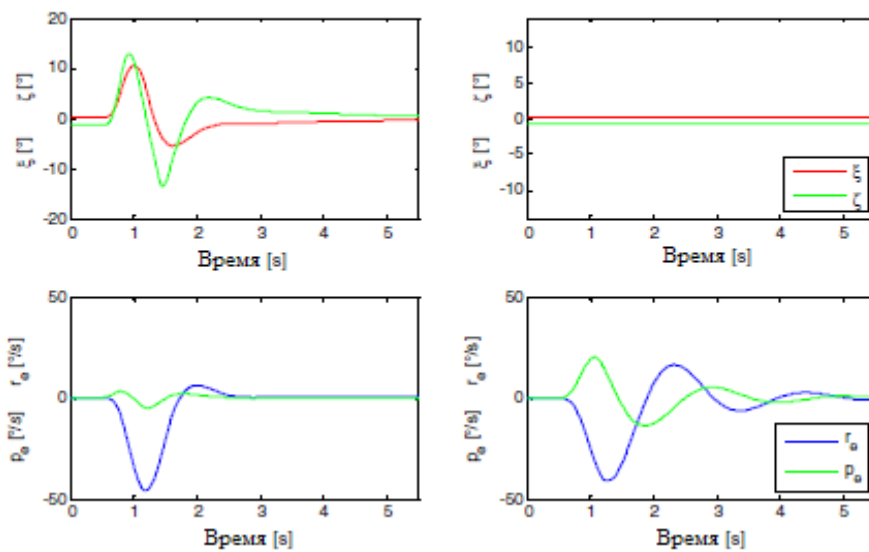


Рис. 13 Сравнение сигнала поперечного управления ЛА с электронной системой управления (с программным усилением) и ЛА без электронной системы управления

Анализ характеристики помех показывает, что уровень стабильности ЛА с электронной системой управления на порядок выше, чем у самолёта, не оснащённого электронной системой управления. Благодаря усиленному сопротивлению помехам рабочая нагрузка пилота самолёта с электронной системой управления значительно сокращается.

Атмосферные помехи в виде "1-cos"

ЛА с электронной системой управления ЛА без электронной системы управления



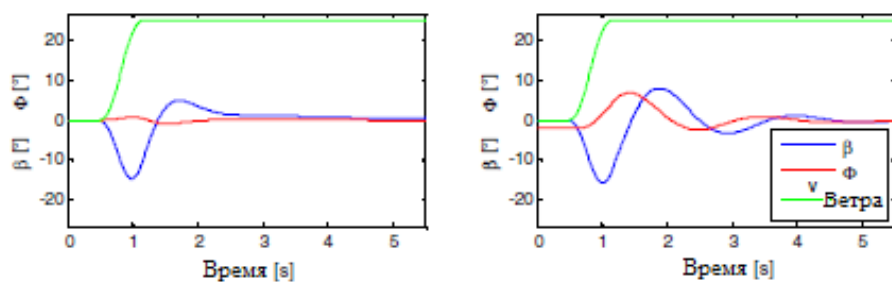


Рис. 14 Сравнение характеристик ЛА с электронной системой управления (с программным усилением) и ЛА без электронной системы управления при боковых атмосферных помехах в виде “1–cos”.

6 Выводы/Заключение

Разработка инновационной электро-дистанционной системы управления инициирована с целью обеспечения отличных лётных характеристик и помощи пилоту в условиях поперечного движения для малых самолётов общей авиации и основана на достаточных доказательствах соответствия этой системы нормам надёжности.

После представления данных о высоких рисках угрозы безопасности в секторе гражданской авиации и необходимости улучшения этих показателей путем внедрения активной электродистанционной системы управления была предложена структура и соответствующая методика создания системы управления индивидуального исполнения с целью обеспечить отличные характеристики полёта и управляемости. Впоследствии было предоставлено подтверждение соответствия системы, о которой идёт речь в этом тексте, всем нормам надёжности.

Традиционный анализ надёжности, основанный на диаграмме Блэка – Николса (отрывки одиночного контура), не гарантирует стабильных характе-

ристик устойчивости. По этой причине был предложен $\mu\Delta^r$ - анализ, являющийся улучшенной версией μ -анализа, и позволяющий проводить исчерпывающие испытания на устойчивость, в том числе и с пользовательскими ограничениями отдельных характеристик стабильности. При применении $\mu\Delta^r$ -анализа производилась оценка устойчивости самолёта, оборудованного электродистанционной системой управления и подразумевающего обширную неопределённость параметров модели, и соответствие требованиям устойчивости было доказано по всем пунктам проверки.

Линейный и нелинейный анализы (их симуляция) самолёта, оборудованного электродистанционной системой управления, обнаруживают потенциал представленного выше концепта по сравнению с неавтоматическими аэродинамическими системами. Представленные выше оценки подчёркивают значительные улучшения характеристик полёта и управляемости самолётов, оборудованных технологией электродистанционного управления ЛА.

Применение оптимального анализа наихудшего случая для оценки алгоритма управления в условиях воздушно – космического пространства

Мнение автора. Проблема оценки алгоритма управления полётом может быть сформулирована как проблема анализа устойчивости самолёта, где надлежащим образом выверенные критерии оценки могут стать неверными в случае введения малейших ограничений допустимых параметров летательных аппаратов, внешнего воздействия и условий полёта. Оптимальный анализ наихудшего случая может быть использован для определения параметров/воздействия/условий полёта, которым эти критерии не полностью соответствуют или вовсе их нарушают. Перспективность этого подхода заключается в его полном соответствии всем симуляционным моделям и сценариям алгоритма управления, включая комплексный нелинейный алгоритм. Но чтобы быть уверенным

в отсутствии нарушений критериев оценки, необходимо решить проблему общей оптимизации движения. В случае с множеством критериев оценки поиск наихудшего случая может привести к серьезным вычислительным затратам. Однако, решение проблемы наихудшего случая как многоцелевой задачи способно сократить вычислительные затраты, так как все или некоторые критерии оценки могут быть совмещены в один. Алгоритмы поиска, основанные на оптимизации, могут также быть использованы для выявления параметров чувствительности в случае со всеми критериями оценки и помощи в расчёте безопасных областей этих параметров.

1 Введение

При использовании традиционных подходов, таких как симуляционный метод Монте–Карло или изучение параметров оценки систем управления ЛА, достаточно сложно как выявить ненадёжные и наихудшие случаи, так и с уверенностью подтвердить их отсутствие. Так как эти методы ещё и нуждаются в высоких вычислительных затратах, целью данного исследования является изучение преимуществ некоторых новых техник оценки алгоритмов управления полётом, таких как анализ стабильности систем с переменным линейным параметром или оптимизация, основанная на поиске наихудшего случая.

В случае с последним методом, проблема оценки устойчивости может быть сформулирована как проблема анализа надёжности, где ряд надлежащим образом выверенных критериев оценки должен быть проверен на соответствие всем доступным вариациям параметров летательных аппаратов, внешним условиям и всем условиям полёта. Инструменты оптимизации могут быть применены для выявления всех минимальных (максимальных) решений, свиде-

тельствующих о том, нарушены ли рамки установленных критериев, а полученная таким образом точка максимума и будет называться наихудшим случаем. Подобный подход уже сформулирован в источнике под номером 2.

Следовательно, сложность метода оптимизации заключается не в поиске комбинаций параметров, не соответствующих критериям, т.е. выявлению несоответствия системы управления полётом, а в том, чтобы окончательно убедиться в её соответствии этим критериям во всех случаях проверки. Это значит, что необходимо решить общую проблему оптимизации, и найденное решение должно быть достаточно достоверным. Стратегия решения этой проблемы представлена в источнике под номером 12.

Существует несколько исследований метода оценки, основанного на оптимизации, подразумевающих различные подходы и пути применения однокритериальных алгоритмов оптимизации, представленных в источниках номер 4, 7, 9, 10, 11, 14. Результаты чётко показывают высокий потенциал оптимизационного подхода в надёжном решении проблем оценки систем с множеством как неопределённых параметров, так и критериев. Причиной этому, в частности, служит универсальность и надёжность подхода без применения консервативных техник анализа. Этими преимуществами обладает и многокритериальный подход. И хотя процесс оценки обычно нуждается в наглядно представленной работе системы по всем критериям оценки, можно ожидать, что многокритериальный подход существенно сократит вычислительные затраты, так как для получения запрашиваемых результатов по всем рассматриваемым критериям необходимо лишь запустить процесс оптимизации.

Путём оптимизации можно не только решить проблемы наихудшего случая, но и изучить влияние индивидуальных изменений параметров на несоответствие нормам оценки. Для этого должна быть сформулирована нормативная проблема оптимизации, где ограничениями будут выступать условия оценки.

Более того, при использовании специализированных концептов, введённых для генетических алгоритмов (см. источник номер 5), отдельные области пространства параметров могут быть исследованы на нарушение критериев оценки и ослабление работы системы. Эти области параметров могут распространяться на весь допустимый диапазон параметров, а не только на области схождения комбинаций параметров наихудшего случая.

В этом исследовании формулирование проблем чувствительности и оценки, как проблем оптимизации, будет представлено во второй главе. Процесс оценки алгоритма управления, основанный на оптимизации, продемонстрирован при применении его в авиации и космонавтике. В третьей главе описывается применение многокритериальной оптимизации для утверждения восьми критериев оценки производительности алгоритма управления нелинейной модели ракеты – носителя Вега с шестью степенями свободы и проецированием во временной области. Для этого подхода также изучается более восемнадцати параметров, подходящих для предложенных путей оптимизации. Вторым подходом является выявление областей пониженной производительности во всем диапазоне полётных режимов экспериментальной системы электродистанционного управления летательным аппаратом гражданской авиации с целью расширения предельно допустимой нагрузки (см. главу 4). Создание устойчивой к сбоям системы электродистанционного управления, а также систем защиты от этих сбоев, является контрольной задачей, сформулированной в программе Европейского Союза по развитию научных исследований и технологий “RECONFIGURE” (изменение характеристик систем управления полётом для решения глобальной проблемы управляемости летательных аппаратов) (см. в источнике 15).

2 Определение задач оценки как задач оптимизации

2.1 Поиск наихудшего случая

Согласно подходам, описанным в источниках номер 2, 4, 7, 9, 10, 11, 13, для применения методов оптимизации задачи оценки должны быть выражены в виде скалярной целевой функции $c(p, d)$, где p – параметр оптимизации, который является неточным либо варьируется по ходу процесса оптимизации (аэродинамические коэффициенты, масса ЛА, инерционные характеристики, скорость, высота, сила ветра, и т. д.), а d – дискретные компоненты системы управления (компоновка ЛА, параметры посадочных приспособлений, и т. д.). Предполагается, что компоненты p ограничены, и изменяются только в рамках известных интервалов, определяя компоновку гипербокса P . Таким образом, проблема оценки может быть сформулирована как проблема минимизации рисков. Используя минимально допустимое значение c в функции получим, что

$$c_{\min}(d) = \min_{p \in P}(c(p, d)) \quad (1)$$

является критерием выполнения оценки. Требования оценки удовлетворены для условия d в случае, если $c_{\min}(d) \geq c_0(d)$, в противном случае критерии не соблюдены. Эта формулировка может также распространяться на несколько критериев, согласно теории эффективности Парето (источники 16 и 17). Теперь необходимо решить следующую задачу оптимизации:

$$[c_i(p)] \text{ for } i = 1, \dots, m, \text{ s.t. } p_j^l \leq p_j \leq p_j^u, \quad j = 1, \dots, n. \quad (2)$$

Если $[c_i^*(p^*)], p^* \in P_{\text{Парето}}$ является решающей точкой оптимального множества Парето, наихудший случай критерия c_i^{wc} определяется минимальным значением всего диапазона значений p^* :

$$c_i^{wc} = \min_{p^* \in P_{\text{Парето}}}(c_i^*(p^*)). \quad (3)$$

Как правило, самыми популярными подходами в решении многоцелевых проблем являются: (1) объединение этих проблем в одноцелевую функцию и поиск единого решения, как в методе взвешенной суммы или функциях максимальной полезности; (2) напрямую выявить ряд неподчинённых парето-оптимальных решений. Задачей этого исследования является обоснование практической пользы второго подхода в решении проблем поиска наихудшего случая, где интерес представляют лишь предельные значения оптимального множества Парето.

Алгоритм высокой сложности, именуемый NSGA-II, и основанный на неподчинённой сортировке, описан Дебом в его книге (см. источник 1). Целью алгоритма NSGA является обеспечение соответствия вариантов решения функции распределения Парето в отношении ряда целевых функций, основанное на законе распределения Парето (см. источник 3), где соответствие отдельного значения определяется числом значений, которому оно подчинено. Индивидуальное значение (ряд параметров) А подчинено значению В, если все ценностные критерии, относящиеся к В, имеют меньшее значение, чем критерии, относящиеся к А. Таким образом, Распределение Парето для отдельных значений определяется числом доминирующих значений плюс ещё одним отдельным значением.

Сам по себе алгоритм является примером эволюционного алгоритма, реализующего эволюционные операции, такие как выборка значений, генетическое пересечение значений, а также их генетическая мутация. Весь объем значений сортируется в иерархичные подгруппы согласно Распределению Парето. Нетождественность членов подгрупп ряда Парето корректируется применением концепции совместного использования.

В этом исследовании все компьютерные вычисления в рамках оценочного анализа были реализованы посредством среды оптимизации MOPS (Синтез многоцелевых параметров) Германского центра авиации и космонавтики (см. источник 6). Применяемый в этой среде алгоритм многокритериальной

оптимизации является комбинацией комплексного механизма анализа, основанного на неподчиненной сортировке значений, и алгоритма локального поиска, основанного на не скалярной схеме поиска. При таком гибридном подходе комплексный многокритериальный поиск постоянно перемежается с короткой локальной однокритериальной оптимизацией. Ожидаемыми преимуществами такого подхода могут стать:

- Детерминированный поиск по каждому отдельному критерию способен за более короткий промежуток времени обеспечить приемлемое решение, включая и минимальное решение для каждого отдельного критерия.

- Более точные минимальные значения каждого отдельного критерия расширяют диапазон значений частоты распределения Парето. Это, как правило, ускоряет поиск элементов частоты распределения среди отдельных значений за счёт генетических алгоритмов поиска.

- Минимальное значение каждого критерия определяется более точно за счёт алгоритмов локального поиска. Это особенно удобно при поиске наихудшего случая.

Опыт показывает, что многокритериальный поиск наихудшего случая сопровождается тем же количеством критериев поиска, что и однокритериальный, особенно при использовании гибридной техники оптимизации. Следовательно, в случае с несколькими критериями оценки многокритериальный поиск наихудшего случая способен сократить вычислительные затраты, так как все или некоторые критерии оценки могут быть одновременно удовлетворены за один запуск алгоритма.

2.2 Области соответствия

Проблема поиска областей соответствия представляет большой интерес для авиакосмической промышленности, определяя ограничения областей полётных режимов. На практике, поиск областей в пространстве параметров, полностью соответствующих производительности системы, так же представляет большой интерес, определяя ограничения области полётных режимов. Общая формулировка этой проблемы, как минимум для односвязных областей параметров, как проблемы оптимизации выглядит так:

$$\text{макс } [p_i^U - p_i^L], \text{ s. t. } c_j(p) \geq c_j^0, \text{ для всех } p \in [p^L, p^U] \quad (4)$$

Проблема многокритериальной оптимизации должна быть решена путём определения диапазона отдельных значений параметров как критерия оптимизации при условии полного удовлетворения критериев оценки. В общем смысле, эта универсальная проблема оптимизации не может быть решена разумными мерами как минимум для большинства параметров.

Без потери общего смысла данного рассуждения мы можем предположить, что параметры оптимизации нормируются в диапазоне $[-1, 1]$. Теперь, сводя проблему областей соответствия до поиска центральных, равноограниченных интервалов параметров, можно следующим образом сформулировать проблему оптимизации, подразумевая, что $p = 0$ соответствует всем критериям оценки:

$$\text{max}(\|\bar{p}\|_\infty), \text{ так, чтобы } c_j \geq c_j^0, \bar{p} \in [-1, 1] \quad (5)$$

Теперь необходимо решить проблему однокритериальной оптимизации, при условии, что все критерии оценки будут соблюдены.

Эволюционное моделирование предлагает иной концепт поиска областей несоответствий, т.е. областей, которые не соответствуют хотя бы одному критерию оценки. Эти области могут быть бессвязно разбросаны по всему диапазону параметров. При использовании классических методов оптимизации, в

большинстве случаев приводящих к оптимальному решению, бессвязные области параметров со слабой производительностью не могут быть определены без риска для сбоя системы. Узконаправленные (вытесняющие расстояние между значениями) концепты, разработанные для внедрения в генетические алгоритмы, позволяют, во-первых, поддерживать всеобъемлющее, высокое соответствие критериям оценки, показывая при этом, однако, значительно отличные результаты расчётов, а во-вторых – помогают избежать преждевременного схождения точек локального минимума (см. источник 5).

При использовании узконаправленных алгоритмов, соответствие индивидуального значения рассчитывается в виде должным образом выверенного соотношения значения целевой функции и кратчайшего расстояния до других значений в области параметров. В нашей среде оптимизации узконаправленный подход применяется только для решения однокритериальных задач.

2.3 Влияние параметров на критерии оценки

Понимание влияния параметров на критерии оценки устойчивости системы представляет большой интерес для разработчиков алгоритмов управления устойчивостью. Важность отдельных параметров в случаях, когда условия критериев оценки нарушены, может быть оценена в рамках следующей проблемы оптимизации:

$$\text{макс.}(\|\bar{p}\|_1), \text{ так, чтобы } c_j < c_j^0, \bar{p} \in [-1, 1] \quad (6)$$

Это так же подтверждает, что нулевые значения параметра полностью удовлетворяют критериям оценки. Так как все составные части вектора параметров \bar{p} соответствуют первой норме, минимальное значение может быть рассчитано лишь при условии, что все значения неэффективных или менее эффективных параметров будут стремиться к нулю. Из-за ограничений, более

эффективные параметры достигают значений, отличных от нуля. Минимальное значение не должно быть уникальным. В конечном минимальном значении все неэффективные параметры должны достигать нулевой отметки.

3 Оценка алгоритма управления ракеты-носителя

Оценочный анализ, реализованный в этой работе, основан на образцовой, промышленной нелинейной симуляционной модели ракеты-носителя с шестью степенями свободы, являющейся эталонной моделью проекта Европейского космического агентства “Оценка и контроль качества систем управления устойчивостью летательных аппаратов” (ESA AO/1-6322/09/NL/JK). Модель копирует ракету-носитель ВЕГА, новую европейскую лёгкую ракету-носитель, сконструированную силами Европейского космического агентства, включая нелинейную динамику силового привода, механику полёта, аэродинамику, входные датчики ветра, инерционную систему и другие датчики. Она оснащена исчерпывающей системой наведения, навигации и управления, что обеспечивает управление вектором тяги и стабилизацию углов вектора и тангажа. Для анализа в рамках проведения оценки модель оснащена блоком обработки зашифрованной информации, что исключает доступ к органу управления и конфигурации.

Тем не менее, в модели предусмотрен внешний доступ к большому количеству неопределённых параметров, таких как аэродинамика, ток воздуха, инерциальная координатная система навигации, разброс тяги, масса, центр гравитации, инерционные характеристики, смещение и несимметричность тяги, показатели воздушной среды и отрыв потока. В этом исследовании подразумевается участок полёта между 35 метрами и 60 километрами с задейство-

ванием 84 неопределённых параметров для проведения оценки. Для возможности внешнего доступа все параметры приведены в соответствие с диапазоном $[-1, 1]$.

Рассматриваемые в этом исследовании критерии оценки представляют собой традиционные требования к построению вектора тяги и стабилизации углов вектора и тангажа в течение первого этапа полёта. Восемь критериев оценки были выявлены из матрицы соответствия касательно производительности органа поперечного управления и требования по нагрузке в течение полёта и эшелонирования:

- Требования по нагрузке подтверждаются путём произведения показателя динамического давления и угла набегающего потока $Q\alpha$, на основании числа Маха (критерий 1)
- Снос и скорость по направлениям Y и Z измеряются по всему диапазону высот, а именно между 35 метрами и 60 километрами (критерии 2, 3, 4 и 5)
- Ограничения по наклонному угловому ускорению должны быть соблюдены в течение всего полётного этапа (критерий 6)
- Поперечная угловая скорость во время эшелонирования должна быть ограничена некоторыми показателями (критерий 7)
- Угол набегающего потока не должен меняться в течение всего процесса эшелонирования (критерий 8)

Все критерии лимитируются или ограничиваются таким образом, чтобы выход показателей за пределы значения -1 стал нарушением требований оценки. В случае с данным рядом неопределённых параметров первый этап полёта моделируется до этапа эшелонирования. Затем критерии высчитываются из различных выходных данных, предоставленных высокоточной симуляционной моделью.

Целесообразность применения многоаспектной оптимизации в случае подобной многокритериальной проблемы оценки описана в источнике 12. Результатом стала перенастройка алгоритма управления, что обеспечило его лучшую производительность, особенно по первому критерию грузоподъемности, и поиск наихудшего случая стал более многообещающим даже при использовании техники гибридной оптимизации.

На Рис.1 изображены результаты критериальной оценки единичного запуска оптимизации для комбинации параметров частоты распределения Парето, т.е. для значений, претендующих на звание оптимального множества Парето. Эти результаты показали, что все критерии улучшили производительность в сравнении с алгоритмом управления, оценённым в источнике 12. Однако все ещё имеет место несоблюдение предельного значения оценки -1 для критериев 1 и 7. Более того, существуют комбинации параметров, одновременно нарушающие оба эти критерия.

Следуя изложенной в 12 источнике стратегии оценки, для подтверждения достоверности выявленных глобальных наихудших случаев необходимо 10 раз провести поиск наихудших случаев, устанавливая разные начальные и статистические условия. Выполнив десятикратный поиск, принимая значение 0,7 за коэффициент успешного нахождения глобальных наихудших случаев за один запуск оптимизации, мы достигаем 99% достоверности полученных данных.

Ни один из запусков поиска наихудших случаев не нарушит 2, 3, 4, 5 и 6 критериев оценки, в связи с чем их можно считать соблюденными. Однако критерии оценки за номерами 1, 7 и 8 нарушают предельное значение оценки, как минимум незначительно (особенно 8), за каждый запуск поиска. Таким образом, требования оценки по этим критериям всё еще не удовлетворены.

Гибридная оптимизация выполнялась только для глобального поиска, устанавливая значение объёма совокупности 200 на 100 генераций значений,

и производя 20000 модуляций и критериальных вычислений. Итерационно активированный локальный поиск требует в среднем то же количество вычислений. Запуск оптимизации, включающий 40000 вычислений, занимает около четырёх часов расчётного времени на настольном компьютере, оборудованном двумя процессорами Intel® Xeon® X5550 (2.66GHz), в то время как параллельный принцип обработки данных MOPS использовался с задействованием 4 человек.

Для общей проблемы оценки, включающей 8 критериев и 84 неопределённых параметра, поиск областей несоответствия был основан на проблеме нормированной оптимизации, описанной в источнике 5. Результатом максимально-нормированной оптимизации является максимально дальнейшее распространение областей параметров, начиная с нуля, что является расчётным условием, при котором ни одна комбинация параметров не нарушает условия оценки, так как известен абсолютный минимум. На Рис.2 изображён результат исчерпывающей оптимизации с примерно 57000 вычислений, основанный на методе генетической оптимизации, реализованном в MOPS (Системе синтеза многоцелевых параметров). Синие планки индикаторов сигнализируют о том, что значения параметров могут отклониться от номинальных на 75%, не нарушая при этом критериев оценки.

Чувствительность параметров изучалась путём доработки процесса оптимизации, теперь сокращающего первую норму неточных значений, при которых область параметров ограничивалась максимальным значением 0,75, как это было упомянуто выше. Таким образом ожидается, что все значения параметров, которые слабо влияют, или вообще не влияют на требования критериев оценки, будут приближаться к отметке 0. Результат этого процесса отображен зелёными планками индикаторов. Некоторые значения параметров, изображённые большими синими индикаторами, не сопровождаются зелёными; например, значения под номерами 19 и 21. Это говорит о том, что эти значения слабо влияют, или вообще не влияют на нарушения критериев

оценки. Однако, так как область параметров ограничена, для нарушения хотя бы одного критерия оценки 30 значений параметров должны отходить от нормы на 75%.

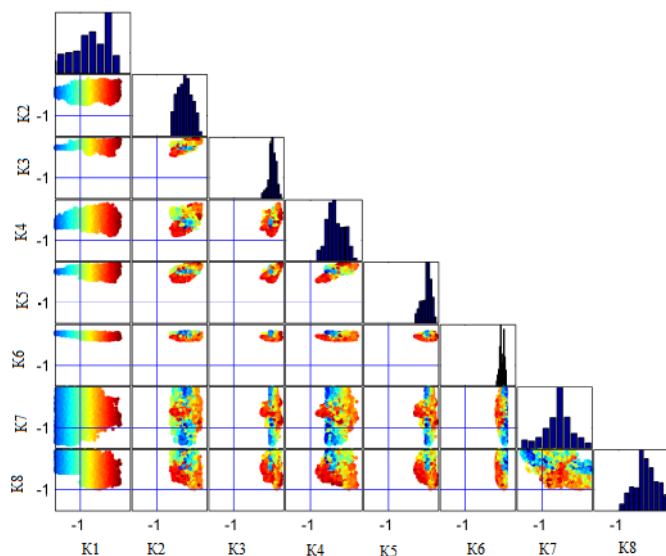


Рис.1: Двухмерная плоскость пересечения восьми критериев оптимального множества Парето. Диагональные диаграммы являются гистограммами каждого отдельного критерия.

Когда отклонения доступны для всей области параметров, задача оптимизации даёт ответ на вопрос, какие из параметров наиболее чувствительные (источник 6). Примеры подобного результата оптимизации изображены коричневыми индикаторами на Рис.2. Только 10 значений параметров показывают значительное отклонение от номинального. Таким образом, эти 10 случаев отклонения значений параметров станут причиной нарушения как минимум одного критерия оценки. Однако, для большинства значений параметров нарушение возможно лишь при стопроцентном отклонении.

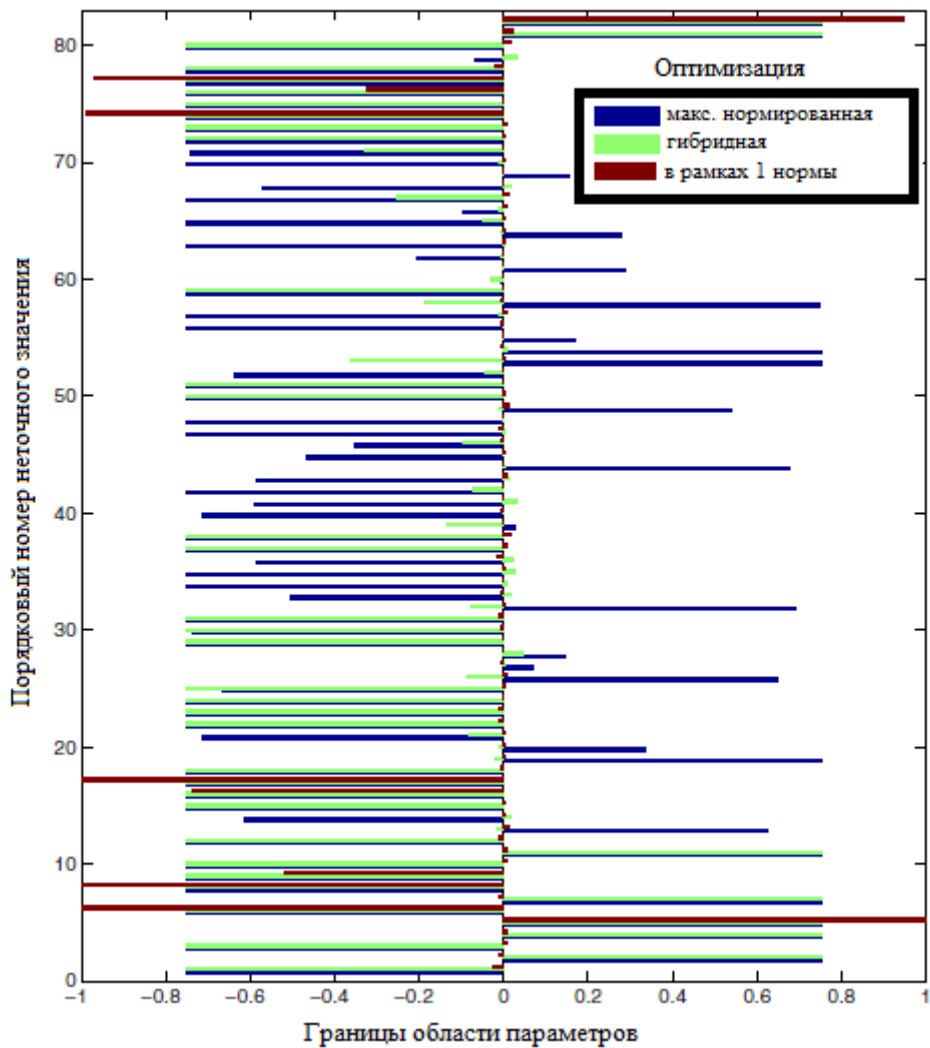


Рис.2: Область несоответствия, выявленная путём максимально-нормированной оптимизации, а также чувствительность значений параметров, выявленная путем оптимизации в рамках первой нормы для ракеты-носителя.

4 Применение узконаправленных методов поиска для определения областей несоответствия

Для больших коммерческих воздушных судов требованием является нагрузка, не превышающая 2,5 т. Этот показатель был утверждён при помощи промыш-

ленной высокоточной симуляционной модели, дополненной экспериментальной электродистанционной системой управления, включающей нелинейный алгоритм защиты от превышений заданной нормы перегрузки для достижения соответствия углу набегающего потока, углу пространственного расположения судна и скоростным ограничениям. Поиск наихудшего случая способен решить эту сильно нелинейную задачу оценки без приблизительных значений и упрощений.

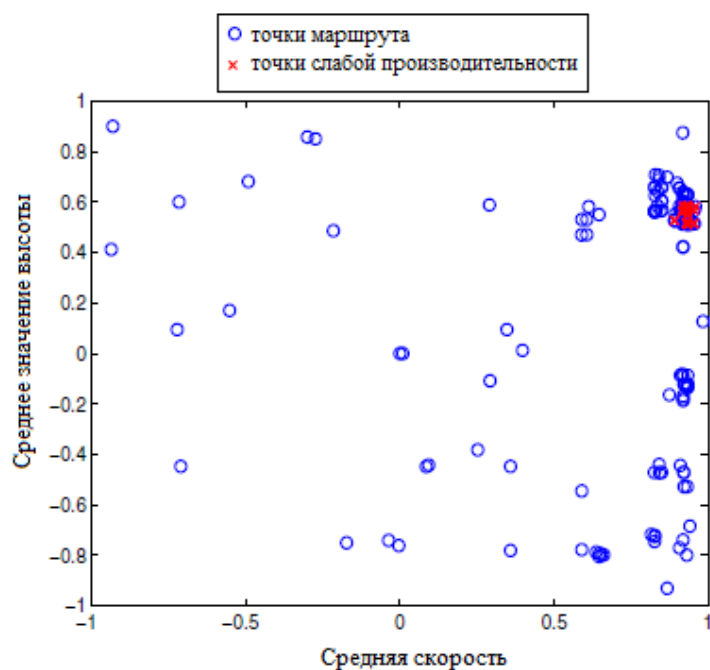


Рис.3: Результаты поиска наихудшего случая, изображающие точки маршрута со слабой производительностью (x) на стандартной полётной области, при использовании системы электродистанционного управления и применении генетического алгоритма поиска без использования узконаправленных методов.

Диаграммы на Рис.3 и Рис.4 демонстрируют результаты двух различных поисков наихудшего случая. Обе диаграммы изображают точки маршрута в течение оптимизации в рамках стандартизированного полётного пространства. Точки маршрута, которые нарушают оценочные рамки коэффициента нагрузки, отмечены красным крестом. В течение каждого запуска оптимизации производилось около 200 вычислений. На Рис.3 изображены результаты

поиска без использования узконаправленных методов. Устройство оптимизации постепенно сосредотачивается в точке минимума, отображающей плохую производительность на высоте 0,6 и при максимальной скорости. На Рис.4, где изображены результаты поиска с использованием узконаправленных методов, можно различить еще одну область полётного пространства с плохой производительностью (значение высоты примерно 0 метров над уровнем моря). Однако, значение точки минимума, обнаруженное при поиске наихудшего случая с использованием узконаправленных методов поиска, не столь мало, как при поиске без них.

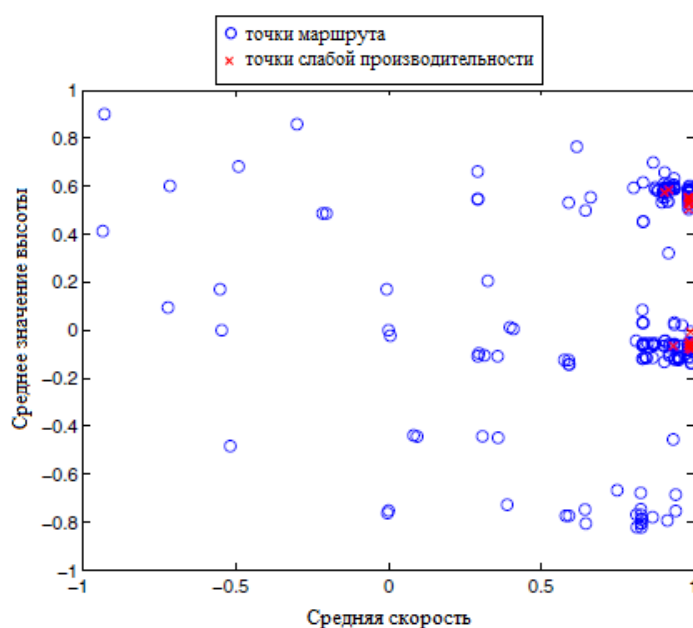


Рис.4: Результаты поиска наихудшего случая, изображающие точки маршрута со слабой производительностью (x) на стандартной полётной области, при использовании системы электродистанционного управления и применении генетического алгоритма поиска, включающего узконаправленные методы. Отчётливо видны две несвязанные области несоответствия.

5 Выводы

Из этих исследований и результатов, полученных путём оценочного анализа, можно сделать вывод, что подходы к оценке характеристик, основанные на многоаспектной оптимизации, могут стать неотъемлемой частью процедуры оценочного анализа. И теперь несколько критериев оценки могут быть выполнены за один шаг без увеличения вычислительных затрат, в отличие от однокритериальной оценки. Более того, обнаружение одновременного нарушения сразу нескольких критериев оценки возможно лишь при многоаспектном анализе.

Методы минимизирования нормированных значений путём ограничения диапазона оценки, а также узконаправленные методы анализа могут быть эффективно использованы для нахождения областей несоответствия и для информирования об областях, в рамках которых операции могут проводиться без рисков. Более того, понимание влияния параметров на критерии оценки может быть полезным при создании систем электродистанционного управления летательными аппаратами.

Формулировка критериев оценки, напрямую основанная на результатах симуляционных тестов, может привести к построению искажённых или даже прерывистых целевых функций с многократным наименьшим значением, сложным для распознавания.

