МЕЖДУНАРОДНОЕ КОНСУЛЬТАТИВНО-АНАЛИТИЧЕСКОЕ АГЕНТСТВО «БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ»

INTERNATIONAL CONSULTANCY AND ANALYSIS AGENCY "AVIATION SAFETY"

Научно-технический отчет
МКАА2025-001
Публикация: январь 2025

Проектирование, обеспечивающее безопасность при аварийной посадке

Ю.К. Спирочкин

Москва

2025

Проектирование, обеспечивающее безопасность при аварийной посадке

Ю.К. Спирочкин, к.т.н., эксперт МКАА «Безопасность полетов»

Аннотация

В данном научно-техническом отчете описывается применение концепции проектирования умной, проактивной, устойчивой системы, SPARS (Smart, Pro-Active, Resilient System) для обеспечения безопасности при аварийной посадке летательного аппарата, относящегося к самолетам транспортной категории. Аварийная посадка является серьезным вызовом для проектировщиков таких судов. Требование безопасности сочетается в этом случае с неопределенностью нагрузок, действующих при ударе о посадочную поверхность и поведения конструкции воздушного судна, элементы которой разрушаются в процессе удара. Положения стандартов летной годности и соответствующие им проектные подходы ориентированы в основном на условия «мягкой» аварийной посадки, соответствующие незначительным разрушениям, а в других возможных сценариях шансы на выживание людей, находящихся на борту, не гарантированы, и существует дефицит безопасности.

Концепция SPARS применима для создания различных технически сложных, важных в отношении безопасности и дорогостоящих систем, при эксплуатации которых возможны экстремальные проявления неопределенности, выходящие на предусмотренные проектом пределы. Она объединяет в себе многоуровневую защиту от прогнозируемых опасных воздействий, мониторинг и диагностирование состояния системы при эксплуатации с идеями биологически подобного (бионического) реагирования на неблагоприятные, в том числе непредвиденные, события и наделения системы способностями восстановления после разрушительных воздействий. Этот отчет иллюстрирует концепцию SPARS на примере аварийной посадки аэрокосмического летательного аппарата – типа американского *Space Shuttle* или советского «Бурана». Однако приводимые в нем положения применимы и к обычным воздушным судам, в том числе к гражданским самолетам.

Ключевые слова

Проектирование, аварийная посадка, аэрокосмический летательный аппарат, безопасность, неопределенность, многоуровневая защита, нейронная сеть.

Автор

Спирочкин Юрий Кузьмич
E-mail: yu.spirochkin@gmail.com

Правообладатели (Copyright)

© Спирочкин Ю.К., 2025 (текст и изображения)
© МКАА «Безопасность полетов», 2025 (издание на ресурсе AviaSafety.ru)

Содержание

Предисловие....4
1 Введение....6
2 Оценка существующей системы защиты от факторов опасности при аварийной посадке....10
2.1 Методология оценки....10
2.2. Глубина и надежность защиты....11
2.3. Функциональные уровни защиты....15
2.4. Обобщенная оценка....17
3 Возможности концепции проектирования SPARS по минимизации неопределенности и дефицита безопасности при аварийной посадке....18
3.1 Общая характеристика концепции SPARS применительно к аварийной посадке....18
3.2 Совершенствование физических барьеров....20
3.3 Системы и средства безопасности....21
3.4 Система поддержки управления в критических и аварийных ситуациях....23
4 Определение поведения конструкции и исследование условий безопасности при аварийной посадке «Бурана»....26
4.1 Динамический расчет....26
4.2 Метод поверхностей отклика....31
4.3 Применение нейронной сети....33
5 Бионические аспекты концепции SPARS применительно к аварийной посадке....36
Заключение....37
Библиография....38

ПРЕДИСЛОВИЕ

Аварийные посадки гражданских самолетов случаются нечасто, и каждое такое событие не только становится объектом внимания специалистов, но и вызывает общественный резонанс – особенно, если оно сопровождается человеческими жертвами. В конце 2024 года произошли две подобные катастрофы. 25 декабря при посадке на грунт вблизи города Актау в Казахстане потерпел крушение самолет Embraer 190 «Азербайджанских авиалиний», выполнявший рейс 8243 из Баку в Грозный. Из 67 человек, находившихся на борту, погибли 38. 29 декабря в южнокорейском аэропорту Муан совершил посадку «на фюзеляж» и разбился самолет Boeing 737-800 авиакомпании Jeju Air, следовавший рейсом 7C 2216 из Бангкока. В самолете находились 175 пассажиров и шесть членов экипажа. Выжили лишь двое.

Аварийная посадка является серьезным вызовом для проектировщиков воздушных судов. Стандарты летной годности требуют, чтобы создаваемая конструкция обеспечивала безопасность людей на борту в случае аварийной посадки «с незначительными разрушениями». Однако условия выполнения такой посадки и нагрузки, действующие при ударе о посадочную поверхность, характеризуются неопределенностью. Поведение конструкции воздушного судна, элементы которой разрушаются в процессе удара, трудно предсказуемо. Даже если регулирующие положения и соответствующие им проектные подходы обеспечивают безопасность в условиях «мягкой» аварийной посадки, во множестве других возможных сценариев шансы на выживание не гарантированы, и существует дефицит безопасности. Недавние катастрофы подтверждают этот вывод.

Недостатки существующей системы обеспечения безопасности при аварийной посадке проявляются в еще большей степени в проектах аэрокосмических летательных аппаратов – типа американского *Space Shuttle* или советского «Бурана». Основным назначением таких челноков является доставка в космос и возвращение на Землю крупногабаритных полезных грузов. При возвращении они совершают полет в атмосфере, как самолеты – с использованием аэродинамических поверхностей. Для их проектирования применяются спецификации, соответствующие требованиям к самолетам транспортной категории. Однако спектр потенциальных грузов обусловливает необходимость расширения указанных требований: наряду с безопасностью людей на борту следует обеспечивать также целостность особо ценных и опасных грузов (например, содержащих ядовитые или радиоактивные вещества) и предотвращать загрязнение окружающей среды в случае их разрушения при аварийной посадке.

В данном научно-техническом отчете описывается, как неопределенность и дефицит безопасности, свойственные этой ситуации при существующих регуляторных и проектных подходах, могут быть минимизированы за счет применения на стадии проектирования летательного аппарата концепции умной, проактивной, устойчивой системы: SPARS (Smart, Pro-Active, Resilient System). Первоначальные исследования и разработки, направленные на повышение безопасности аварийной посадки, проводились в рамках создании советской транспортной космической системы «Энергия-Буран». Они были остановлены вместе с закрытием этой программы. Современные технологии, в том числе возможности искусственного интеллекта, позволили возобновить работы на новом уровне. Концепция SPARS применима к различным техническим системам, при эксплуатации которых возможны экстремальные проявления неопределенности, выходящие на предусмотренные проектом пределы. Она объединяет в себе

многоуровневую защиту от прогнозируемых опасных воздействий, мониторинг и диагностирование состояния системы в процессе эксплуатации с идеями биологически подобного (бионического) реагирования на неблагоприятные, в том числе непредвиденные, события и наделения системы способностями восстановления после разрушительных воздействий. Этот отчет иллюстрирует концепцию SPARS на примере аварийной посадки аэрокосмического летательного аппарата. Однако приводимые ниже положения применимы и к обычным воздушным судам, в том числе гражданским самолетам.

1 ВВЕДЕНИЕ

В данном научно-техническом отчете описывается применение концепции проектирования SPARS (Smart, Pro-Active, Resilient System) для обеспечения безопасности при аварийной посадке аэрокосмического летательного аппарата. Эта концепция представляет собой один из наиболее эффективных инструментов минимизации неопределенности при создании сложных, важных в отношении безопасности и дорогостоящих технических систем (Spirochkin 2024). В ней используются известные принципы многоуровневой защиты от прогнозируемых факторов опасности, а также мониторинга и диагностирования состояния системы в процессе эксплуатации. Они дополняются идеями бионической реакции на неблагоприятные, в том числе непредвиденные, события и восстанавливаемости после экстремальных воздействий, приводящих к частичному разрушению. Рассматриваемый пример применения концепции SPARS относится к проектированию аэрокосмического челнока, подобного американскому *Space Shuttle* или советскому «Бурану». Учитывая, что эти летательные аппараты предназначались для транспортирования полезных грузов, и их полет на атмосферном участке возвращения на Землю проводился с использованием аэродинамических поверхностей, проектные спецификации соответствовали требованиям к самолетам транспортной категории. Среди открытых документов наиболее близкие к этим спецификациям положения содержатся в советских стандартах летной годности (ЕНЛГ 1985). За прошедшее время требования к проектируемым транспортным самолетам в странах – производителях авиационной техники претерпели некоторые изменения, но суть регуляторных подходов осталась прежней. Нет сомнения, что при создании новых аэрокосмических летательных аппаратов сохранится их принадлежность к указанной категории и будет поддерживаться преемственность спецификаций.

Важным расчетным случаем при проектировании самолетов (всех категорий) является аварийная посадка. Причиной ее выполнения может стать, например, попадание птиц в двигатели при наборе высоты, в результате чего те выключаются (ASN 2019), или отказ системы выпуска шасси при снижении (Sharma 2024). Когда двигатели перестают работать, остается не много шансов вернуться на аэродром вылета или выбрать другую подготовленную посадочную полосу. Поэтому пилоты часто совершают аварийную посадку на ближайший свободный участок суши или на воду (ASN 2009). Удар выпущенными колесами шасси о неровный, рыхлый или топкий грунт может сопровождаться нерасчетными нагрузками на элементы сложного механизма, а их поломка способна спровоцировать серьезные разрушения конструкции воздушного судна (Joseph 2012), (Spirochkin 2023). И хотя наилучшая конфигурация самолета при аварийной посадке, в том числе положение шасси, является предметом дискуссий среди профессионалов (Rossier 2016), регулирующие документы предусматривают убирание колес шасси, если они есть, – см. например, (CFR Part 25), § 25.561.

Таким образом, характерной особенностью аварийной посадки следует считать непосредственный контакт фюзеляжа с посадочной поверхностью. Аварийная посадка не является расчетным случаем для его конструкции[1]. Нагрузки, действующие при контакте, могут превосходить значения, принятые при проектировании для режимов нормальной эксплуатации, и вызывать разрушения конструктивных элементов. Сочетание высоких

[1] Исключение составляют элементы конструкции, способствующие поддержанию плавучести при аварийной посадке на воду, такие как внешние двери и окна.

инерционных и контактных нагрузок определяет безопасность людей на борту в этой ситуации, целостность транспортируемых грузов и потенциальное вредное воздействие разрушений на окружающую среду.

Весь процесс аварийной посадки – от момента принятия пилотом решения о ее выполнении до полного прекращения движения приземлившегося (или приводнившегося) летательного аппарата – можно разделить на три фазы:

1) предпосадочное управление,
2) основной посадочный удар и
3) послеударные процессы.

В таблице 1 приведены ориентировочные значения длительности этих фаз и соответствующие им задачи обеспечения безопасности.

Таблица 1 – Характеристики фаз аварийной посадки

Фаза аварийной посадки	Ориентировочная длительность	Задачи обеспечения безопасности
1. Предпосадочное управление	Минуты	Обеспечение «мягкой» аварийной посадки
2. Основной посадочный удар	От десятков до сотен миллисекунд	Ограничение интенсивности факторов опасности
3. Послеударные процессы	От секунд до минуты	Противодействие опасным послеударным процессам

Управление в первой фазе аварийной посадки, предшествующей основному удару летательного аппарата о посадочную поверхность, осуществляется пилотом, исходя из состояния аппарата (прежде всего работоспособности двигателей и аэродинамических поверхностей), данных об окружающей обстановке и рекомендаций авиадиспетчеров. Ожидаемым результатом управления является приведение аппарата к выбранной посадочной поверхности, характеристики которой в сочетании с кинематическими параметрами (вектором посадочной скорости и углами поворота осей), способны обеспечить «мягкую» аварийную посадку. «Мягкость» означает исключение фатальных последствий, минимизацию возможных травм людей на борту и иного ущерба. Первая фаза аварийной посадки может включать в себя также касание земли менее значимыми частями летательного аппарата, например, крыльями, чтобы погасить за счет их разрушения избыточную кинетическую энергию (Rossier 2016). Таким образом, в процессе аварийной посадки возможны несколько ударов, однако основным из них является удар фюзеляжем, который сопровождается наиболее высокими нагрузками. С учетом управляемости в первой фазе аварийную посадку иногда называют «управляемым крушением» (controlled crashing).

В фазе основного посадочного удара (соответствующей контакту фюзеляжа с посадочной поверхностью и занимающей доли секунды) управление со стороны пилота невозможно (Spirochkin 2023). Факторами опасности при этом являются:

1) максимальные значения ускорений, действующих на пассажиров и членов экипажа, и профили изменения ускорений во времени, поскольку они могут превышать пределы переносимости человеческого организма;
2) разрушение узлов крепления грузов и оборудования под действием сил инерции, что может вызвать неконтролируемые перемещения сорвавшихся элементов массы с

угрозой повреждения отсеков летательного аппарата и нанесения травм находящимся там людям;

3) травмы людей при их неконтролируемых перемещениях, обусловленные контактами с элементами интерьера кабины экипажа или пассажирского салона;
4) деформации конструкции летательного аппарата (относительные перемещения ее частей), способные привести к уменьшению жизненного пространства кабины экипажа и пассажирского салона или контактам крупногабаритных грузов с элементами конструкции грузового отсека, а также осложнить эвакуацию людей;
5) разрушение трубопроводов и емкостей летательного аппарата или транспортируемого груза с горючим, ядовитым или радиоактивным содержимым, угрожающее пожаром, взрывом и загрязнением окружающей среды;
6) разрушение элементов фюзеляжа, приводящее к затоплению летательного аппарата при посадке на воду.

Перечисленным факторам противостоит система защиты, включающая ряд барьеров (уровней), которые могут сочетаться со средствами пассивной или активной безопасности. Задача системы защиты состоит в ограничении интенсивности факторов опасности до значений, исключающих фатальные последствия, снижении травматизма и материального ущерба.

Вслед за основным ударом происходит торможение летательного аппарата при движении по посадочной поверхности. Оно может сопровождаться такими послеударными процессами, как продолжение деформирования и разрушения элементов конструкции, неконтролируемые перемещения внутри отсеков людей, грузов и оборудования, высвобождение содержимого поврежденных трубопроводов и емкостей. Интенсивность этих процессов и уровень их опасности во многом зависят от результатов работы системы защиты при основном посадочном ударе. Послеударным процессам противодействуют средства безопасности, выполняющие функции удержания, а также смягчения и локализации последствий. Если аварийная посадка сопровождается значительными негативными последствиями в виде человеческих травм и разрушения летательного аппарата, то ее характеризуют как «крушение» (crash landing).

Длительность фазы основного посадочного удара является самой короткой, однако она не только ассоциируется с наиболее интенсивными проявлениями факторов опасности, но и определяет требования к управлению в предшествующей, первой фазе, а также течение и исход последующей, третьей фазы. Несмотря на малую длительность второй фазы, именно она оказывает определяющее влияние на безопасность при аварийной посадке. Эту фазу следует считать самой важной для обеспечения безопасности, и на ней будет сфокусировано наше внимание.

Согласно статистике, частота аварийных посадок гражданских воздушных судов составляет порядка 10^{-5} 1/рейс (AviationNuggets 2020). Этот порядок характеризует границу между *маловероятными* (от 10^{-7} до 10^{-5}) и *умеренно вероятными* (от 10^{-5} до 10^{-3}) событиями (АП-25 2009). Подобными значениями вероятности нельзя пренебрегать, тем более принимая во внимание нередкие фатальные последствия (Rossier 2016). Поэтому регулирующие документы, используемые мировыми производителями воздушных судов и аэрокосмических аппаратов самолетного типа, предусматривают учет аварийной посадки при проектировании (АП-25 2009), (CFR Part 25), (CS-25 2018). Согласно требованиям этих документов летательный аппарат должен быть спроектирован таким образом, чтобы,

несмотря на разрушения при посадочном ударе, обеспечивать безопасность любого человека, находящегося на борту. Однако условия выполнения аварийной посадки (характеристики посадочной поверхности, составляющие вектора скорости и углы поворота осей летательного аппарата), которые оказывают влияние на безопасность наряду с характеристиками конструкции, в регулирующих документах плохо определены. Их выбор остается за пилотом. Следует заметить, что из-за большой скорости развития аварии и психологического давления, оказываемого на пилота сознаваемой угрозой катастрофического исхода – см., например, (FAA-H-8083-3C 2021), Chapter 18, – не все аспекты ситуации могут им контролироваться.

Многообразие потенциальных сценариев аварийной посадки, особенности поведения конструкции летательного аппарата за пределами прочности и вариативность действий человека-оператора (включая ошибки и бездействие) вряд ли можно предвидеть и учесть при проектировании. Кроме этого, открытым остается вопрос о применимости спецификаций, приведенных в регулирующих документах в количественном виде и базирующихся, очевидно, на статистике, к летательным аппаратам нетрадиционной конструкции и изготовленным с применением новых материалов (Spirochkin 2023). Таким образом, используемые ныне подходы к обеспечению безопасности при аварийной посадке нельзя признать надежными: на стадии проектирования безопасность обеспечивается во многом формально, а на стадии эксплуатации – в основном за счет квалификации пилотов, причем лишь в интервале времени, предшествующем основному посадочному удару.

Такая ситуация представляется парадоксальной, не соответствующей современному уровню развития науки и технологий. Она мотивирует исследования и разработки, направленные на снижение неопределенности, которая создается недостаточно обоснованными регулирующими положениями, и на повышение безопасности за счет более совершенных проектных подходов. Цель этого отчета состоит в демонстрации возможностей, создаваемых в отношении аварийной посадки концепцией SPARS.

Во следующем, втором разделе делается попытка объективно оценить существующую систему защиты от факторов опасности при аварийных посадках самолетов транспортной категории путем сравнения с системой, действующей в такой высокотехнологичной отрасли, как атомная энергетика, а также с подходами, принятыми в военной авиации. Результаты оценки свидетельствуют о слабости защиты и дефиците безопасности. В третьем разделе описывается, как обнаруженные недостатки могут быть устранены с помощью концепции проектирования SPARS. Представлены функции одной из главных инновационных составляющих этой концепции – системы поддержки управления в критических и аварийных ситуациях. Четвертый раздел посвящен важной операции, выполняемой этой системой при аварийной посадке – прогнозированию поведения конструкции летательного аппарата и оценке факторов опасности. Исходя из необходимости выполнения операции бортовыми электронными устройствами в реальном времени, наиболее эффективным способом прогнозирования является применение нейронной сети. В пятом разделе кратко излагается реализация бионических аспектов концепции SPARS применительно к аварийной посадке.

2 ОЦЕНКА СУЩЕСТВУЮЩЕЙ СИСТЕМЫ ЗАЩИТЫ ОТ ФАКТОРОВ ОПАСНОСТИ ПРИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ

2.1 Методология оценки

Система защиты от факторов опасности при аварийной посадке образуется физическими (конструктивными) барьерами в виде элементов конструкции летательного аппарата, в сочетании со средствами безопасности, вступающими в работу в случае разрушения этих барьеров. В систему защиты входят также мероприятиями, осуществляемые на всех стадиях жизненного цикла с целью ее эффективного функционирования. Оценка этой системы включает анализ того, насколько она справляется с неопределенностью, свойственной реальной ситуации, и позволяет обеспечить безопасность. Оценивание базируется на сравнении с системой защиты ядерных установок, которую можно считать наиболее совершенной.

Безопасность ядерных установок, в том числе атомных электростанций (АЭС) обеспечивается за счет многоуровневой защиты, или «защиты в глубину», с учетом главного ожидаемого фактора опасности – ионизирующего излучения (IAEA 2006). Этому фактору противостоит ряд последовательных и независимых физических барьеров, удерживающих радиоактивные вещества, способные оказать вредное воздействие на людей или окружающую среду. Когда отказывает один уровень защиты (преодолевается один барьер), вступает в действие следующий. Многоуровневая защита, организованная надлежащим образом, гарантирует, что ни один одиночный отказ из-за технической неисправности или человеческой ошибки не приведет к вредному воздействию и что сочетание отказов, угрожающее подобными последствиями, весьма маловероятно. Необходимым свойством «защиты в глубину» является независимость разных уровней.

Безопасность можно оценивать с помощью разных показателей, и количество физических барьеров на пути фактора опасности, N_B, является одним из них – чем больше значение N_B, тем выше безопасность. В российских ядерных установках с реакторами наиболее распространенного типа – ВВЭР[2] – в качестве барьеров рассматриваются следующие (НП-001-15 2016):

1) топливная матрица, предотвращающая выход продуктов деления под оболочку твэла;
2) оболочка твэла, препятствующая попаданию продуктов деления в теплоноситель первого контура;
3) граница контура теплоносителя реактора, не дающая продуктам деления выйти в объем под герметичной оболочкой;
4) герметичная оболочка (контейнмент), исключающая выход продуктов деления в окружающую среду, и
5) биологическая защита.

Для оценки безопасности по вероятностной шкале следует сопоставить каждому из таких барьеров вероятность его отказа P_i $(i = 1, 2, \dots N_B)$ или, наоборот, надежность $R_i = 1 - P_i$. Тогда искомую оценку получим в виде:

$$\mathcal{P}_B = 1 - \prod_{i=1}^{N_b} P_i. \quad (1)$$

[2] В международной классификации этому соответствует категория Pressurized Water Reactor (PWR).

Стойкость физических барьеров с учетом ожидаемой деградации их свойств в течение срока службы обосновывают с помощью расчетов и испытаний при создании ядерной установки, а фактические параметры контролируют путем мониторинга и диагностирования состояния в процессе эксплуатации, за счет чего минимизируется неопределенность. Эти, а также другие технические и организационные мероприятия, образуют функциональные уровни защиты, обеспечивающие (IAEA 2016), (НП-001-15 2016):

1) предотвращение отклонений от нормальной эксплуатации, а также отказов узлов, важных для безопасности, на всех стадиях жизненного цикла ядерной установки, начиная с проектирования;
2) обнаружение отклонений от нормальной эксплуатации с помощью специальных систем и устройств и попытку взять отклонения под контроль, чтобы предотвратить возникновение аварийных условий и вернуть установку в безопасное состояние;
3) при невозможности контролировать отклонения предотвращение развития аварии средствами естественной безопасности и системами безопасности;
4) управление тяжелой аварией[3], возникшей в результате отказа предыдущего уровня, с помощью защитных мер с целью смягчения ее последствий и предотвращения дальнейшего развития, угрожающего радиоактивным загрязнением;
5) смягчение вредных последствий радиоактивных выбросов, если они произошли в условиях тяжелой аварии, включая мероприятия по защите персонала, населения и окружающей среды.

Планирование указанных мероприятий на стадии проектирования ядерной установки включает определение специфических требований к контрольно-измерительным приборам. Они должны обеспечивать человека-оператора информацией, необходимой для определения состояния установки в аварийных условиях, принятия решений в целях управления аварией и послеаварийного анализа. Однако необходимость *быстрого* вмешательства оператора должна быть сведена к минимуму, иначе в проекте «должно быть продемонстрировано, что оператор располагает достаточным временем для принятия решения о действиях и осуществления действий» (IAEA 2016).

Количество функциональных уровней защиты N_L, количество и физические характеристики активных и пассивных средств безопасности (в том числе свойства естественной безопасности) можно использовать, наряду со значениями N_B и $\mathcal{P}_B$, в качестве показателей безопасности ядерных установок. Вся эта совокупность, в сочетании с развитыми инструментами управления и контроля, а также ограничениями на проявления человеческого фактора, характеризуют атомную энергетику в целом как достаточно безопасную отрасль (Спирочкин 2019). Такая характеристика дает возможность принять действующую в ней систему защиты как базу для сравнения при оценке системы защиты, используемой при аварийной посадке аэрокосмического летательного аппарата.

2.2. Глубина и надежность защиты

В случае аварийной посадки самолета транспортной категории (гражданского назначения) на пути действия ускорений, составляющих первую группу факторов

[3] Тяжелая авария характеризуется нарушением физических барьеров с непосредственной угрозой выброса радиоактивных веществ в окружающую среду.

опасности (см. раздел 1), находятся два физических барьера: конструкция фюзеляжа и сиденье пассажира или члена экипажа, снабженное удерживающими ремнями. Конструкция фюзеляжа не рассчитывается на удар о твердую посадочную поверхность, поэтому ее поведение в условиях аварии априори является неопределенным. Тем не менее, регулирующие документы содержат положения о роли конструкции как барьера. В частности, американские стандарты летной годности требуют, чтобы конструкция давала «каждому человеку на борту все разумные шансы избежать серьезной травмы при аварийной посадке с незначительными разрушениями»[4] (CFR Part 25), § 25.561. Это требование связывается с правильным использованием сидений, ремней и других проектных средств безопасности, убиранием колес шасси и ограничением действующих на человека ускорений установленными максимальными значениями $\{a_{max}\}$. Таким образом, применительно к конструкции фюзеляжа оно является не прямым, а косвенным. Требования к сиденью с удерживающими ремнями как второму физическому барьеру, противостоящему ускорениям, формулируются в регулирующих документах более четко. Кроме спецификации $\{a_{max}\}$, определяются детали профиля ускорений во времени $\{a(t)\}$, на которые должны быть рассчитаны и испытаны сиденья и ремни, устанавливаются критерии вреда, а также специфицируются показатели требуемой ударной стойкости и особенности конструкции – см. например, (CFR Part 25), § 25.562 и § 25.785.

Следовательно, для самолетов рассматриваемой категории, к которой относятся и аэрокосмические челноки, количество физических барьеров, сдерживающих первый фактор опасности, можно принять как $N_B^{(1)} = 2$. При этом существует неопределенность в отношении работы конструкции фюзеляжа как барьера, и соответственно не определено значение его надежности при ударе о твердую посадочную поверхность. Отметим, что в рамках концепции безопасного разрушения (crashworthiness), используемой при проектировании военных вертолетов, в качестве первого физического барьера против ударных ускорений предусматривается специальная, поглощающая кинетическую энергию конструкция нижней части фюзеляжа (Jackson and Fasanella 2003), (Jackson et al. 2006), (Lau et al. 2012), (Guida et al. 2018). Ее поведение анализируется путем расчетов и экспериментов, что позволяет минимизировать упомянутую неопределенность и получить два полноценных уровня защиты.

Специфицированные в регулирующих документах максимальные значения ускорений $\{a_{max}\}$ опираются на экспериментальные данные многолетней давности, соответствующие, предположительно, условиям аварийных посадок легких самолетов. В пользу этого предположения свидетельствуют соотношения составляющих ускорений (CFR Part 25), § 25.561:

$$\begin{aligned} &a_{x\,max} = 9g \text{ при действии сил инерции вперед и} \\ &a_{x\,max} = 1{,}5g \text{ при действии их назад;} \\ &a_{y\,max} = 6g \text{ при действии сил инерции вниз и} \\ &a_{y\,max} = 3g \text{ при действии их вверх;} \\ &a_{z\,max} = 3g \text{ на конструкции и } a_{z\,max} = 4g \text{ на сиденьях и их креплениях,} \end{aligned} \qquad (2)$$

[4] В оригинале: “to give each occupant every reasonable chance of escaping serious injury in a minor crash landing”. При этом термин “minor crash landing” не определен. В § 25.721 такой вид посадки характеризуется ударом с вертикальной скоростью около 1,5 м/с, сохранением управляемости самолета и углом рыскания не более 20°.

где g – ускорение свободного падения.

Для аварийных посадок легких самолетов характерны короткая дистанция торможения и возможны удары о деревья, кустарники или иные небольшие препятствия с целью гашения горизонтальной скорости, а также зарывание носом в грунт (FAA-H-8083-3C 2021), Chapter 18. Эти особенности определяют более высокие значения продольных ускорений по сравнению с другими составляющими. Распространение указанных данных на самолеты транспортной категории (большой массы и широкофюзеляжные) и на аэрокосмические аппараты, конструкция которых (в частности полое днище фюзеляжа) и параметры движения при посадке существенно отличаются от легких самолетов, вызывает сомнения. Таким образом, специфицированные в регулирующих документах максимальные значения ускорений представляются необоснованными применительно к современным летательным аппаратам, тем более новых типов.

Второй группе факторов опасности – разрушению узлов крепления грузов и оборудования с возможностью последующих неконтролируемых перемещений сорвавшихся элементов массы – противостоят физические барьеры в виде самих узлов крепления, конструкции грузового отсека и средств, применяемых для предотвращения перемещений. Регулирующие документы устанавливают требования к прочности узлов крепления при аварийной посадке с тем, чтобы сорвавшиеся элементы массы не причинили травм людям на борту, не повредили трубопроводы и топливные емкости и не создали препятствий для эвакуации. Требования к прочности выражаются в виде предельных значений инерционных нагрузок, которые должны выдерживать узлы крепления. Они соответствуют ограничениям максимальных значений действующих на человека ускорений $\{a_{max}\}$ с учетом износа деталей крепления – см. например, (CFR Part 25), § 25.561. Конструкция грузового отсека и средства предотвращения перемещений, в том числе запирающиеся двери, должны сохранять несущую способность при действии этой группы факторов опасности и выполнять функцию их локализации (CFR Part 25), § 25.787 и § 25.789. Таким образом, $N_B^{(2)} = 3$.

Необходимо отметить, что выражение требований к прочности узлов крепления через максимальные значения ускорений $\{a_{max}\}$ не учитывает динамические свойства крупногабаритных и тяжелых полезных грузов. Их масса и жесткость конструкции могут оказывать влияние на динамическую реакцию конструкции летательного аппарата в условиях аварийной посадки и, соответственно, на требуемую прочность узлов крепления. Положения регулирующих документов оставляют неопределенными условия, при которых такое влияние нужно учитывать, и эта неопределенность усугубляет отмеченный выше недостаток спецификации $\{a_{max}\}$.

Травмированию людей при их неконтролируемых перемещениях во время аварийной посадки – третьей группе факторов опасности – препятствуют сиденья с удерживающими ремнями, конструкция которых должна сопротивляться деформациям и разрушению. Соответствующие требования устанавливаются в регулирующих документах – см. в частности (CFR Part 25), § 25.561, § 25.562 и § 25.785. Требуемая прочность конструкции определяется предельными значениями инерционных нагрузок, выраженных, как и в предыдущих двух случаях, через максимальные значения ускорений $\{a_{max}\}$. Следовательно, в отношении третьего фактора опасности предусмотрен один физический барьер: $N_B^{(3)} = 1$. Для военных вертолетов исследовалось применение надувных подушек безопасности. Они не относятся к физическим барьерам, а являются,

скорее, одним из средств безопасности, дополняющим работу барьеров. Результатом исследования стала соответствующая модернизация нескольких типов вертолетов (Jackson and Fasanella 2003).

Четвертой группе факторов опасности – деформациям отсеков, занятых людьми или грузами, – сопротивляется конструкция фюзеляжа летательного аппарата. Как уже сказано выше, для фюзеляжа самолета транспортной категории удар о твердую посадочную поверхность не является расчетным случаем, однако среди регулирующих положений есть непрямое требование к конструкции выполнять функцию первого физического барьера. Кроме этого, сиденья и элементы массы (включая узлы их крепления) не должны деформироваться под действием нагрузок, находящихся в установленных пределах (выраженных через максимальные значения ускорений $\{a_{max}\}$), таким образом, чтобы деформации затруднили бы последующую быструю эвакуацию (CFR Part 25), § 25.561. При этом количественные ограничения деформаций, или относительных перемещений частей конструкции $\{u_{max}\}$, не специфицированы. Конструкцию фюзеляжа, конструкции сидений и элементов массы можно рассматривать как три физических барьера, препятствующих опасному деформированию, т.е. $N_B^{(4)} = 3$. Необходимо, однако, отметить, что в качестве опасных деформаций рассматриваются лишь те, что могут затруднить эвакуацию, а другие угрожающие аспекты деформирования в регулирующих документах не упоминаются. В результате существует неопределенность в отношении жизненного пространства кабины экипажа или пассажирского салона, а также возможности повреждения ценных или опасных грузов при контакте с элементами конструкции грузового отсека. Эта неопределенность связана с неизвестным характером поведения конструкции фюзеляжа как первого физического барьера при аварийной посадке на сушу.

Пятому фактору опасности – разрушению трубопроводов и емкостей летательного аппарата или транспортируемого груза при посадочном ударе (что может угрожать пожаром, взрывом и загрязнением окружающей среды) – противостоит, главным образом, их конструкция, которая должна обладать необходимой прочностью. Требования к прочности выражаются, как и в предыдущих случаях, через максимальные значения ускорений $\{a_{max}\}$ (CFR Part 25), § 25.561. Если какие-либо трубопроводы или емкости могут быть повреждены элементами массы, которые были размещены в отсеках и сорвались с мест крепления, то в качестве потенциальных дополнительных барьеров выступают конструкция соответствующего отсека и конструкция элемента массы, включая узлы крепления. Таким образом, общее количество физических барьеров заключается в диапазоне: $1 \leq N_B^{(5)} \leq 3$. В рамках программы ACRP (Aircraft Crashworthiness Research Program) исследовалась сопротивляемость топливных систем транспортных самолетов и вертолетов разрушению (crash resistant fuel systems) и проверялась концепция защитной оболочки для топлива (fuel containment concepts) (Frings 1998). Защитная оболочка способна играть роль еще одного физического барьера. В результате исследований был обновлен раздел документа Advisory Circular 29-2B, используемого при сертификации вертолетов транспортной категории в части топливных систем, стойких к разрушению при ударе[5].

[5] Ныне действует редакция 29-2C с изменениями на 23.06.2023 (AC 29-2C 2023).

Шестой фактор опасности – разрушение элементов фюзеляжа, приводящее к затоплению летательного аппарата – относится исключительно к случаю аварийной посадки на воду (CFR Part 25), § 25.563 и § 25.801. В качестве физического барьера, препятствующего быстрому затоплению и обеспечивающего возможность эвакуации людей, выступает конструкция фюзеляжа, включая внешние двери и окна. Таким образом, $N_B^{(6)} = 1$. Наряду с этим фактором опасности, при аварийной посадке на воду могут действовать и другие, рассмотренные выше. Регулирующие положения предусматривают исследование поведения самолета «с помощью модельных испытаний или путем сравнения с самолетами аналогичной конфигурации, для которых известны характеристики приводнения» (там же, § 25.801).

Результаты оценки всей совокупности физических барьеров, противостоящих факторам опасности при аварийной посадке, можно сформулировать так:

- регулирующие документы предусматривают подобные барьеры при проектировании летательного аппарата (хотя термин «физический барьер» не используется);
- количество барьеров, или уровней защиты, варьируется от одного до трех в зависимости от фактора опасности;
- эти барьеры являются независимыми (в том смысле, что отказ одного не приводит к отказу другого);
- требуемые свойства некоторых барьеров регулирующими положениями не определены;
- максимальные значений ускорений, посредством которых специфицируются требования к другим барьерам, представляются недостаточно необоснованными применительно к летательным аппаратам новых типов;
- как следствие, защита уступает по глубине и надежности показателям, характерным для ядерных установок;
- она уступает по ряду показателей и возможностям, создаваемым концепцией безопасного разрушения, которая применяется при проектировании военных вертолетов;
- предусматриваемую ныне защиту для самолетов транспортной категории с помощью физических барьеров нельзя признать достаточной, ибо она не обеспечивает безопасность в той мере, которая достижима при современном состоянии науки и технологий.

2.3. Функциональные уровни защиты

Рассмотрим функциональные уровни защиты против факторов опасности при аварийной посадке, которые образуются техническими и организационными мероприятиями. Очевидно, что мероприятия, соответствующие первому уровню – предотвращению отклонений от нормальной эксплуатации – реализуются на всех стадиях жизненного цикла аэрокосмического летательного аппарата. Они включают использование надежных технологий проектирования, производства, испытаний, обслуживания и ремонта с высоким качеством выполнение всех работ, сертификацию летальных аппаратов, лицензирование операторов (эксплуатирующих организаций и пилотов) и соблюдение правил эксплуатации.

Второй функциональный уровень защиты – обнаружение отклонений от нормальных условий эксплуатации с помощью специальных систем и устройств и

попытка взять отклонения под контроль – обеспечивается автоматическими системами управления тягой, аэродинамическими поверхностями, шасси и т.д. Как только какая-то из этих систем идентифицирует отклонения в работе, пилоты получают соответствующие сигналы и должны предпринять действия, направленные на компенсацию этих отклонений – см., например, (CFR Part 25), § 25.1585.

Третий уровень – мероприятия, осуществляемые при невозможности контролировать отклонения и предотвращающие развитие аварии средствами естественной безопасности и системами безопасности, – в стандартах летной годности в таком виде не определяются. Сами термины «системы безопасности» и «средства естественной безопасности» в авиации не применяются. Однако способность самолета планировать за счет аэродинамического качества в случае выключения двигателей можно считать средством естественной безопасности, и это средство используется. В любом случае предотвращение развития аварии возлагается на пилота: его действия в аварийных ситуациях изложены в летных руководствах по конкретным типам самолетов (airplane flight manuals, AFM) и руководствах по эксплуатации для пилота (pilot's operating handbook, POH). Общие рекомендации можно найти в главе 18 справочника (FAA-H-8083-3C 2021). При принятии пилотом решения о выполнении аварийной посадки его дальнейшие действия составляют содержание фазы предпосадочного управления. Таким образом, третий функциональный уровень защиты для самолетов транспортной категории в техническом отношении не развит, и реализуется человеком-оператором. Управление перед контактом с посадочной поверхностью должно обеспечить условия контакта, которые исключат фатальные последствия, минимизируют возможные травмы людей на борту и иной ущерб (см. раздел 1). Каковы эти условия в количественном виде, и какими могут быть последствия их невыполнения, остается в целом неопределенным. Отметим, что в военной авиации, когда пилот считает невозможным совершить «мягкую» аварийную посадку, он производит катапультирование. Катапультируемые сиденья или спасаемые капсулы экипажа (Spirochkin 2023) можно отнести к системам безопасности (активной безопасности).

Четвертый уровень – управление аварией, возникшей в результате отказа предыдущего уровня, с помощью защитных мер с целью смягчения ее последствий и предотвращения катастрофы – ассоциируется, прежде всего, с фазой основного посадочного удара. В этой фазе работает защита в виде физических барьеров, которые ограничивают интенсивность факторов опасности до значений, предположительно исключающих фатальные последствия, снижающих травматизм и материальный ущерб (см. подраздел 2.2).

Пятый функциональный уровень защиты применительно к аварийной посадке можно интерпретировать как смягчение вредных последствий разрушения летательного аппарата: травм людей, затопления летательного аппарата при приводнении, пожара, взрыва и загрязнения окружающей среды. Этот уровень реализуется в фазе послеударных процессов с помощью сохранивших целостность физических барьеров, средств обеспечения эвакуации пассажиров и членов экипажа – см., например, (CFR Part 25), § 25.801, § 25.803, § 25.807, § 25.809 – § 25.813, § 25.815 и AC 25-17A, и соответствующих спасательных мероприятий.

Резюмирующая оценка функциональных уровней защиты против факторов опасности при аварийной посадке выглядит следующим образом:

- в регулирующих документах такие уровни не определены, но их можно сопоставить с предусматриваемыми техническими и организационными мероприятиями;
- количество уровней, являющихся независимыми, можно считать равным 5, что соответствует глубине защиты ядерных установок;
- третий уровень – мероприятия, осуществляемые при невозможности контролировать отклонения от нормальных условий полета и предотвращающие развитие аварии – реализуется, в отличие от защиты ядерных установок, не средствами естественной безопасности и системами безопасности, а за счет действий человека-оператора (пилота) в фазе предпосадочного управления;
- целью этого управления является обеспечение условий аварийной посадки, которые исключили бы фатальные последствия, минимизировали возможные травмы людей на борту и иной ущерб, но количественная связь между условиями посадки и значениями факторов опасности при основном посадочном ударе не определена;
- эта неопределенность серьезно осложняет прогноз безопасности и управление аварией;
- в военной авиации в случае неудачи функционирования третьего уровня защиты осуществляется спасение членов экипажа в катапультируемых сиденьях или спасаемых капсулах, но для самолетов транспортной категории подобные мероприятия не предусматриваются;
- в виду слабости третьего функционального уровня, обусловленной указанной неопределенностью, потенциальной ненадежностью человеческого фактора (в лице пилота) и отсутствием автоматических систем безопасности, предусматриваемую защиту нельзя признать достаточной, тем более, принимая во внимание современный научно-технический потенциал.

2.4. Обобщенная оценка

Оценки, приведенные в подразделах 2.2 и 2.3, показывают, что существующая система защиты при аварийной посадке самолета транспортной категории (к которой принадлежат аэрокосмические летательные аппараты) обеспечивает безопасность в пределах, установленных регулирующими документами. Однако это обеспечение уступает по глубине и надежности защите, применяемой для ядерных установок, которая принята нами в качестве образца, а по ряду показателей и возможностям, создаваемым концепцией безопасного разрушения, которая используется в военной авиации. Для самолетов транспортной категории функциональный уровень защиты, предотвращающий развитие аварии с помощью средств естественной безопасности и систем безопасности, развит слабо. Он реализуется в фазе предпосадочного управления за счет действий пилотов. Но связь между условиями аварийной посадки, которые могут быть достигнуты за счет такого управления (включая свойства выбранной посадочной поверхности и параметры движения летательного аппарата), и значениями факторов опасности, которые реализуются при основном посадочном ударе, количественно не определена. Возможно, что она существует в некотором виде в представлениях проектировщиков и пилотов, основываясь на их профессиональных навыках. Но этот вид является, скорее, нечетким и качественным.

Неопределенность количественных закономерностей между условиями эксплуатации, вызывающими экстремальные нагрузки и параметрами реакции механической системы на них, по-видимому, вообще присуща аварийным ситуациям,

которые сопровождаются нелинейными процессами, в том числе частичным разрушением. Из-за сложности анализа таких процессов, сложности самой системы и относительной редкости возникновения многие аварийные ситуации остаются плохо изученными. Следствием является неопределенность уровня безопасности при аварии. Спецификацию регулирующими документами максимальных значений ускорений при аварийной посадке можно рассматривать как попытку частичного решения этой проблемы. Однако ограничивать только параметры механической реакции, являющиеся факторами опасности, вне их связи с условиями посадки и другими значимыми переменными недостаточно. Необходимо знание этой связи в детальном количественном виде, чтобы за счет управления ключевыми переменными гарантировать определенный уровень безопасности. Такая возможность существует – она обеспечивается современными теоретическими и экспериментальными методами исследований, но при проектировании самолетов транспортной категории не реализуется.

Требуемые свойства некоторых физических барьеров, противостоящих факторам опасности, в регулирующих документах не определены или специфицированы недостаточно надежно. Это осложняет прогнозирование и обеспечение безопасности при аварийной посадке.

3 ВОЗМОЖНОСТИ КОНЦЕПЦИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ SPARS ПО МИНИМИЗАЦИИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ И ДЕФИЦИТА БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ

3.1 Общая характеристика концепции SPARS применительно к аварийной посадке

Недостатки существующей системы защиты от факторов опасности при аварийной посадке самолета транспортной категории, выявленные в предыдущем разделе, для вновь создаваемых летательных аппаратов, включая аэрокосмические челноки, могут быть устранены в рамках концепции проектирования SPARS. В этом разделе представлены ее возможности по минимизации неопределенности и повышению безопасности в рассматриваемой аварийной ситуации. Они повышают потенциал, присущий традиционным регуляторным и проектным подходам. Концепция SPARS включает в себя способы обеспечения безопасности, соответствующие этим подходам, и дополняет их рядом инноваций.

Учитывая множество потенциальных причин аварийной посадки, изменяемость состояния летательного аппарата, вариативность действий пилотов, широкий диапазон условий посадки, а также недостаточную изученность нелинейных процессов деформирования и разрушения конструкции под действием ударных нагрузок, является очевидным, что на стадии проектирования невозможно предусмотреть все сценарии развития аварии и оценить их исходы. В этом случае проектировщики имеют дело с сочетанием алеаторной и эпистемической неопределенности. Применение концепции SPARS направлено на минимизацию неопределенности и компенсацию дефицита безопасности за счет придания летательному аппарату качеств, позволяющих оценивать возникающие, в том числе неизвестные заранее опасности в реальном времени и реагировать на них с минимальными негативными последствиями.

Аварийная посадка представима как результат трансформации возникшей в полете критической ситуации, которую не удалось предотвратить, в аварию, угрожающую, в свою очередь, перерастанием в катастрофу. Возможности концепции SPARS по управлению этой трансформацией и предотвращению катастрофического развития реализуются с помощью:

- определения количественной связи между условиями, характеризующими аварийную посадку, и возникающими факторами опасности;
- совершенствования системы физических барьеров, противостоящих этим факторам;
- систем и средств безопасности;
- системы поддержки управления в критических и аварийных ситуациях.

Факторы опасности, возникающие при аварийной посадке, $\{\mathcal{D}\} = \{\{a_{max}\}, \{u_{max}\}, \dots\}$, могут быть выражены в виде обобщенной функции:

$$\{\mathcal{D}\} = \mathcal{F}(\{S\}, \{P\}, \{V\}, \{\Psi\}, \{\mathcal{S}\}, \{\mathcal{H}\}, \{\mathcal{A}\}), \quad (3)$$

где $\{S\}$ – совокупность характеристик конструкции летательного аппарата и полезного груза, включая конфигурацию, размеры, механические свойства конструкционных материалов и т.д.;

$\{P\} = \{\mathcal{R}(X,Y), \rho, E, G, \nu, \sigma, f_t, \dots\}$ – характеристики посадочной поверхности, оказывающие влияние на поведение конструкции летательного аппарата: $\mathcal{R}(X,Y)$ – данные рельефа в географических координатах X и Y; $\rho, E, G, \nu, \sigma, f_t$ – механические свойства (объемная плотность, коэффициент упругости, модуль сдвига, кинематическая вязкость, прочность, коэффициент трения);

$\{V\} = \{V_x, V_y, V_z\}$ – вектор скорости в момент касания посадочной поверхности;

$\{\Psi\} = \{\psi, \vartheta, \gamma\}$ – углы поворота осей летательного аппарата (углы рыскания, тангажа и крена) в этот момент;

$\{\mathcal{S}\}$ – параметры систем и средств безопасности в случае их применения;

$\{\mathcal{H}\}$ – влияние человеческого фактора (в том числе пилота, осуществляющего управление);

$\{\mathcal{A}\}$ – действия в рамках автоматического управления.

Согласно концепции SPARS в спецификациях на проектирование аэрокосмического летательного аппарата должны содержаться допустимые значения всех факторов опасности $\{\mathcal{D}_a\}$.

Обобщенная функция $\mathcal{F}$ включает набор зависимостей, которые представимы посредством аналитических функций, таблиц, алгоритмов, базирующихся на численной модели, или других математических объектов. Возможности определения зависимостей факторов опасности от аргументов $\{S\}$, $\{P\}$, $\{V\}$ и $\{\Psi\}$ рассматриваются в разделе 4.

Совокупность $\{S\}$ включает как подмножество характеристики физических барьеров $\{S_b\}$. Тип технической системы накладывает ограничения на выбор количества таких барьеров. Для летательных аппаратов проблематично увеличить его до значений, достижимых в ядерных установках или других наземных технических системах. Дополнительные барьеры увеличивают массу летательного аппарата, и это может оказаться неприемлемым по критериям весовой оптимизации. Возможности, предусматриваемые в этом отношении концепцией SPARS, обсуждаются ниже, в подразделе 3.2.

Недостаток глубины защиты из-за ограниченного количества физических барьеров может быть скомпенсирован системами и средствами безопасности. Их параметры, учитываемые в выражении (3) как аргумент $\{\mathcal{S}\}$, способны оказать существенное положительное влияние на безопасность при аварийной посадке. С некоторыми идеями, разрабатываемыми в этом направлении в рамках концепции SPARS, знакомит подраздел 3.3.

Важным направлением повышения безопасности на стадии проектирования представляется создание системы поддержки управления в критических и аварийных ситуациях. Она должна стать частью интегрированной системы управления полетом (flight control system, FCS), выполняя обработку данных, характеризующих развитие указанных ситуаций, в реальном времени, автоматически. Благодаря этой системе предполагается свести к минимуму участие пилота в управлении аварийной посадкой. Такое участие относится в основном к фазе предпосадочного управления. Оно является потенциальным источником неопределенности и способно оказать негативное влияние на безопасность при аварийной посадке – как аргумент $\{\mathcal{H}\}$ в выражении (3). Функции системы поддержки управления в критических и аварийных ситуациях и связанные с ними автоматические действия, указанные в выражении (3) посредством аргумента $\{\mathcal{A}\}$, представлены в подразделе 3.4.

3.2 Совершенствование физических барьеров

Как показано в разделе 2, факторам опасности в случае аварийной посадки самолета транспортной категории (и соответственно аэрокосмического челнока) противостоит сравнительно небольшое количество физических барьеров. Положения регулирующих документов оставляют неопределенными свойства некоторых из них, а требования к другим, специфицированные посредством максимальные значений ускорений, представляются необоснованными.

В частности, является неопределенной надежность конструкции фюзеляжа как первого физического барьера при ударе о твердую посадочную поверхность. Для минимизации этой неопределенности и повышения безопасности при аварийной посадке концепция SPARS предусматривает совершенствование конструкции фюзеляжа. Ее нижняя часть, вступающая в контакт с посадочной поверхностью, должна обладать свойствами контролируемого разрушения и поглощения определенной величины кинетической энергии. Другие части фюзеляжа должны деформироваться таким образом, чтобы при аварийной посадке сохранялось жизненное пространство кабины экипажа или пассажирского салона и не повреждались ценные или опасные грузы из-за соударений с элементами конструкции грузового отсека. Перечисленные требования соответствуют принципам безопасного разрушения, инкорпорируемым в концепцию SPARS. Их выполнение должно быть подтверждено расчетами и экспериментами на стадии проектирования летательного аппарата.

Концепция SPARS предполагает обоснование максимальных значений ускорений $\{a_{max}\}$, которые определяют требуемые свойства других физических барьеров (см. подраздел 2.2):

- сиденья пассажира или члена экипажа с удерживающими ремнями;
- узлов крепления грузов и оборудования;
- конструкции грузового отсека;

– средств, предотвращающих перемещения сорвавшихся элементов массы;
– конструкции трубопроводов и емкостей летательного аппарата или транспортируемого груза (с учетом угрозы пожара, взрыва и загрязнения окружающей среды в случае их разрушения при посадочном ударе).

Наряду с более обоснованной спецификацией $\{a_{max}\}$, концепция SPARS предусматривает учет влияния массы крупногабаритных и тяжелых полезных грузов, а также их жесткости на динамическую реакцию конструкции летательного аппарата при аварийной посадке. Когда такое влияние является значительным, требования к несущей способности узлов крепления грузов и элементов их конструкции не могут устанавливаться с помощью максимальных значений ускорений. Требуемая несущая способность этих узлов должна определяться в результате расчета динамической системы, включающей летательный аппарат и полезный груз.

Вся совокупность требований к стойкости физических барьеров должна быть выражена через допустимые значения факторов опасности $\{\mathcal{D}_a\}$. Мероприятия по совершенствованию системы физических барьеров основываются на получении обобщенной функции $\mathcal{F}$, выражающей зависимости между условиями аварийной посадки и факторами опасности (см. подраздел 3.1). Будучи известными, эти зависимости обеспечивают выбор характеристик барьеров $\{S_b\}$, при которых факторы опасности не превышают допустимые значения при ожидаемых значениях других аргументов функции $\mathcal{F}$.

В подразделе 3.1 упоминалась проблематичность увеличения количества физических барьеров из-за ограничений, накладываемых весовой оптимизацией. Так, добавление в конструкцию фюзеляжа второй, внутренней оболочки с формированием пассажирского или грузового отсека в виде капсулы, вложенной во внешнюю оболочку, способствовало бы повышению безопасности при аварийной посадке. Но платой за это стало бы утяжеление летательного аппарата с одновременным увеличением требуемой мощности двигателей и расхода топлива для полета. Для обоснования эффективности подобных мероприятий нужны соответствующие исследования. Учитывая такие ограничения, едва ли не единственным безусловным кандидатом на роль дополнительного физического барьера представляется защитная оболочка для элементов топливной системы. Она может быть сравнительно компактной и легкой. Исследования в этом направлении, проведенные ранее (Frings 1998), заслуживают продолжения в рамках концепции SPARS.

Разумной альтернативой установке дополнительных барьеров является совершенствование свойств уже имеющихся. Так, сопротивляемость конструктивных элементов ударным нагрузкам может быть повышена за счет их выполнения из мета-материалов, способных изменять свои физико-механические свойства в процессе высокоскоростного деформирования таким образом, чтобы поглощать значительную кинетическую энергию при малых относительных перемещениях – см., например, (Synbiosys 2021), (Liang and Crosby 2022).

3.3 Системы и средства безопасности

В условиях небольшого количества физических барьеров, противостоящих факторам опасности при аварийной посадке, а также ограниченной сопротивляемости конструкции экстремальным нагрузкам, часть функций по минимизации вреда может

выполняться системами и средствами безопасности. Концепция SPARS предусматривает оснащение аэрокосмического летательного аппарата управляющей, удерживающей и локализующей системами безопасности.

Управляющая система безопасности включается в работу в конце фазы предпосадочного управления, когда система поддержки управления в критических и аварийных ситуациях определяет, что некоторые из условий аварийной посадки (свойства посадочной поверхности, вектор скорости летательного аппарата или углы поворота осей) не обеспечивают необходимый уровень безопасности, (соответствующий допустимым значениям факторов опасности $\{\mathcal{D}_a\}$). Ввиду малого времени на принятие решения и с целью минимизации неопределенности, связанной с действиями (или бездействием) пилота, включение и работа управляющей системы безопасности должны осуществляться автоматически. Для повышения безопасности аварийной посадки может потребоваться уклонение летательного аппарата от столкновения с преградой (находящейся на посадочной поверхности), дополнительное снижение вертикальной скорости или изменение какого-либо из углов. Когда нельзя полагаться на управление с помощью аэродинамических поверхностей, в качестве исполнительных органов управляющей системы безопасности могут использоваться небольшие твердотопливные двигатели, установленные в определенных местах летательного аппарата. Их прототипами могут служить те, что применяются при катапультировании пилотов военных самолетов и вертолетов или при обеспечении мягкой посадки спускаемых аппаратов баллистического типа.

Удерживающая система безопасности препятствует неконтролируемым перемещениям людей или сорвавшихся элементов массы в фазах основного посадочного удара и послеударных процессов. Она должна действовать, если управление в первой фазе аварийной посадки, включая работу управляющей системы безопасности, не достигло цели, и при отказах таких физических барьеров, как сиденье с удерживающими ремнями, узлы крепления элементов массы или элементы конструкции грузового отсека, предотвращающие перемещения полезных грузов. Действие инициируется системой поддержки управления в критических и аварийных ситуациях, которая идентифицирует неудачу предпосадочного управления и отказы барьеров. Возможным вариантом реализации удерживающей системы является заполнение пространства отсеков, занимаемых людьми или грузами, пеной, которая способна быстро приобретать упругие свойства (IdeaConnection 2015). Эта система может способствовать сохранению жизненного объема отсеков, занимаемых людьми, а также выполнять функцию локализации, останавливая движение сорвавшегося груза в пределах грузового отсека.

В основном функция локализации связана с ограничением распространения горючих, ядовитых или радиоактивных веществ, высвобождаемых из разрушенных трубопроводов и емкостей. Она выполняется локализующей системой безопасности, которая включается в работу системой поддержки управления в критических и аварийных ситуациях и компенсирует отказ физического барьера, образуемого конструкцией трубопроводов и емкостей, а в случае применения защитной оболочки – и этого дополнительного барьера (см. подраздел 3.2).

Все три рассмотренные системы являются системами активной безопасности в том смысле, что они действуют за счет снабжения их энергией от каких-либо источников. Инициирование работы этих систем входит в функционал автоматического управления

$\{\mathcal{A}\}$, предусматриваемый системой поддержки управления в критических и аварийных ситуациях.

Наряду с системами активной безопасности могут использоваться и средства пассивной безопасности, функционирующие на основе естественного срабатывания, без дополнительных источников энергии, в частности, под действием сил инерции. К средствам пассивной безопасности относятся элементы программируемого разрушения, встраиваемые в несущую конструкцию и ограничивающие нагрузки, передаваемые на другие ответственные части, например, сиденья пассажиров или пилотов.

Создание систем и средств безопасности является важной областью исследований и разработок при проектировании перспективных аэрокосмических летательных аппаратов и одним из отличительных признаков концепции SPARS. Требуемые параметры этих систем и средств $\{\mathcal{S}\}$ должны определяться, исходя из допустимых значений факторов опасности $\{\mathcal{D}_a\}$ и известной обобщенной функции $\mathcal{F}$, при достижимых или ожидаемых значениях других ее аргументов (см. подраздел 3.1).

3.4 Система поддержки управления в критических и аварийных ситуациях

Описываемая ниже система предназначена для поддержки управления с учетом возможности возникновения в полете критической ситуации и перерастания ее в аварию. Отдельные функции поддержки реализуются в нормальных условиях полета с целью раннего распознавания признаков таких ситуаций и предотвращения их неблагоприятного развития. Если предотвратить неблагоприятное развитие не удалось, вступают в действие другие функции, способствующие управлению аварийной ситуацией – насколько это возможно. Система поддержки управления использует сенсоры, коммуникации и приборы, обеспечивающие мониторинг условий полета аэрокосмического летательного аппарата, контроль состояния его конструкции и систем и диагностирование аномалий в реальном времени. Значительная часть требуемого для этого контрольно-измерительного оборудования уже применяется в современных передовых воздушных судах. Концепция SPARS инкорпорирует соответствующие технические решения и дополняет их. Предусматривается взаимодействие внедряемой системы поддержки с другими составляющими интегрированной системы управления полетом, включая авионику.

Часть инноваций, связанных с внедрением системы поддержки, состоит в установке дополнительных сенсоров для расширения диапазона регистрируемых параметров. Новшества вносятся также в обработку получаемой от сенсоров информации. В частности, используются операции по устранению фрагментарности, вызываемой пробелами в данных из-за отсутствия сенсоров в каких-либо точках летательного аппарата или больших интервалов времени между последовательными показаниями сенсоров. Фрагментарность устраняется за счет реконструкции полей переменных, описывающих состояние среды, окружающей летательный аппарат, состояние его конструкции и систем. Такая реконструкция отвечает идеям информационной поддержки жизненного цикла технических систем. Она создает возможность минимизации неопределенности и распознавания слабых признаков изменений, способных привести к потенциально опасным отклонениям от нормальных условий эксплуатации, а также обнаружения скрытых отклонений. Операции по реконструкции, распознаванию изменений и отклонений и оценке степени их опасности (в том числе идентификация критической или аварийной ситуации), определение компенсирующих действий и анализ их

эффективности, а также другие интеллектуальные функции выполняются процессорными устройствами в составе системы поддержки. Для реализации ряда интеллектуальных функций предусматривается использование нейронных сетей.

В отношении изменений, которые еще не достигли величин, характеризующих их как отклонения, осуществляется проактивное (предупреждающее опасность) управление – ему отвечает подмножество действий $\{\mathcal{A}_p\}$. К отклонениям применяется реактивное (реагирующее на возникающую опасность) управление – в виде подмножества действий $\{\mathcal{A}_r\}$. Оба подмножества входят в совокупный аргумент $\{\mathcal{A}\}$ обобщенной функции $\mathcal{F}$ (см. подраздел 3.1). Согласно концепции SPARS и проактивные, и реактивные компенсирующие действия должны осуществляться преимущественно в автоматическом режиме.

В процессе аварийной посадки, которую не удалось предотвратить, система поддержки определяет в реальном времени управляющие действия, способные минимизировать вред, вызываемый факторами опасности. Они также охватываются аргументом $\{\mathcal{A}\}$ обобщенной функции $\mathcal{F}$. В частности, в фазе предпосадочного управления, исходя из прогноза поведения конструкции летательного аппарата на основе указанной функции и допустимых значений факторов опасности $\{\mathcal{D}_a\}$, определяются требуемые свойства посадочной поверхности $\{P\}$ и кинематические параметры летательного аппарата $\{V\}$ и $\{\Psi\}$, которые обеспечивают непревышение этих значений. Определенные таким образом требуемые значения $\{P\}$ дают возможность выбора места аварийной посадки. Он осуществляется на основе сведений о рельефе местности, загруженных в систему TAWS (Terrain Awareness and Warning System) (FAA-H-8083-6 2009), и дополняющих их данных о механических свойствах залегающих там грунтов в актуальном состоянии. Основываясь на выбранном месте аварийной посадки и требуемых значениях $\{V\}$ и $\{\Psi\}$, можно найти параметры управления $\{\mathcal{A}\}$, обеспечивающие полет к этому месту и соответствующие условия касания посадочной поверхности. При выборе места должны учитываться также состояние летательного аппарата, достижимость ближайших аэродромов (где облегчается спасание людей благодаря наличию персонала, технических средств и инфраструктуры) и метеорологические условия (ветер, осадки, видимость, возможность обледенения). С методологией планирования аварийной посадки можно ознакомиться, например, в публикации Meuleau et al. (2009a). Ее реализует специальный компонент интегрированной системы управления полетом – планировщик аварийной посадки (Meuleau et al. 2009b).

В случае неудачи предпосадочного управления, т.е. невозможности выбора значений $\{P\}$, $\{V\}$ или $\{\Psi\}$, обеспечивающих допустимые уровни факторов опасности, приводятся в действие системы безопасности (см. подраздел 3.3).Управляющая система безопасности активируется в конце первой фазы аварийной посадки, а удерживающая и локализующая системы безопасности вступают в действие во второй и третьей фазах.

В фазе основного посадочного удара система поддержки управления контролирует работу физических барьеров и систем безопасности, регистрирует данные о поведении конструкции и систем летательного аппарата, а также факторах опасности. При необходимости активируется локализующая система безопасности. Контроль и регистрация продолжаются в фазе послеударных процессов.

Часть функций системы поддержки управления реализуется и после завершения аварийной посадки. К ним относятся послеаварийный анализ состояния летательного

аппарата, исходя из данных, поступающих от сенсоров, и извлечение уроков из аварии. Последняя функция включает в себя формирование на основе зарегистрированной информации данных для обучения применяемой нейронной сети.

В таблице 2 представлен перечень операций, выполняемых системой поддержки управления в нормальных условиях полета и при аварийной посадке. Операции соотнесены с функциональными уровнями защиты от факторов опасности, рассмотренными в подразделе 2.3.

Таблица 2 – Операции, выполняемые системой поддержки управления применительно к аварийной посадке

Эксплуатационная ситуация	Уровень защиты от факторов опасности	Операции, выполняемые системой поддержки управления
Нормальные условия полета	1. Предотвращение отклонений от нормальной эксплуатации	1. Идентификация возникающих изменений снаружи и внутри летательного аппарата, способных вызвать отклонения, при ограниченных регистрируемых данных. 2. Оценка степени опасности этих изменений с учетом окружающей обстановки и текущего состояния летательного аппарата. 3. В случае потенциальной опасности определение действий по проактивному управлению $\{\mathcal{A}_p\}$.
Критическая ситуация (способная привести к аварийной посадке)	2. Обнаружение отклонений от нормальных условий эксплуатации с помощью специальных систем и устройств и попытка взять отклонения под контроль	4. Идентификация отклонений (при неудаче проактивного управления), в том числе скрытых, при ограниченных регистрируемых данных. 5. Определение действий по реактивному управлению $\{\mathcal{A}_r\}$ для компенсации отклонений с учетом окружающей обстановки и текущего состояния летательного аппарата. 6. Оценка эффективности этих действий и в случае неэффективности идентификация аварийной ситуации.
Аварийная посадка		
– Фаза предпосадочного управления	3. Мероприятия, осуществляемые при невозможности контролировать отклонения, предотвращающие развитие аварии средствами естественной безопасности и системами безопасности	7. Анализ возможных вариантов аварийной посадки и выбор посадочной поверхности, т.е. свойств $\{P\}$. 8. Прогнозирование поведения конструкции летательного аппарата при возможных кинематических параметрах в момент касания посадочной поверхности и выбор значений $\{V\}$ и $\{\Psi\}$, обеспечивающих приемлемый уровень безопасности. 9. Исходя из выбора $\{P\}$, $\{V\}$ и $\{\Psi\}$

		построение траектории движения летательного аппарата к месту аварийной посадки и определение требуемых параметров управления $\{\mathcal{A}\}$. 10. В случае неудачи предпосадочного управления активирование управляющей системы безопасности.
– Фаза основного посадочного удара	4. Управление аварией с помощью защитных мер с целью смягчения ее последствий и предотвращения катастрофы	11. Активирование удерживающей и при необходимости локализующей систем безопасности. 12. Контроль работы физических барьеров и систем безопасности. 13. Регистрация поведения конструкции и систем и факторов опасности.
– Фаза послеударных процессов	5. Смягчение вредных последствий разрушения летательного аппарата	То же, что на уровне 4, и кроме этого: 14. Контроль продолжающейся работы локализующей системы безопасности.
Последствия аварийной посадки	Продолжение мероприятий уровня 5	При необходимости операция 14, и кроме того: 15. Послеаварийный анализ состояния летательного аппарата. 16. Извлечение уроков из аварии.

Среди множества операций, выполняемых системой поддержки управления, важное место занимает прогнозирование поведения конструкции летательного аппарата при аварийной посадке (операция 8). Прогноз основывается на известных характеристиках $\{S\}$, а также вводимых исходных данных о свойствах посадочной поверхности $\{P\}$ и кинематических параметрах в момент ее касания: $\{V\}$ и $\{\Psi\}$. Конечным результатом прогнозирования являются значения факторов опасности $\{\mathcal{D}\}$. Сопоставляя их со специфицированными значениями $\{\mathcal{D}_a\}$, в случае выполнения условия $\{\mathcal{D}\} \leq \{\mathcal{D}_a\}$ можно сделать вывод о достаточном уровне безопасности. Знание количественной связи между факторами опасности, с одной стороны, и переменными $\{S\}$, $\{P\}$, $\{V\}$, $\{\Psi\}$ и т.д., с другой стороны, т.е. обобщенной функции $\mathcal{F}$, дает возможность выбора для конкретного летательного аппарата относительно безопасных условий аварийной посадки. Получение выражаемых этой функцией зависимостей является одним из ключевых аспектов методологии обеспечения безопасности в рамках концепции SPARS. В разделе 4 описывается определение искомых зависимостей на примере аварийной посадки аэрокосмического челнока «Буран».

4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОВЕДЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ И ИССЛЕДОВАНИЕ УСЛОВИЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ «БУРАНА»

4.1 Динамический расчет

Поведение конструкции летательного аппарата при аварийной посадке можно определить путем динамического расчета с использованием соответствующей математической модели. Этот способ применялся при проектировании советской

транспортной космической системы «Энергия-Буран» в 1980-е годы. Методологии динамического расчета для рассматриваемой аварийной ситуации тогда не существовало, и она была разработана автором (Спирочкин 1987).

Расчет основывался на численном решении дифференциальных уравнений, описывающих:

- движение летательного аппарата как твердого тела при ударе о посадочную поверхность;
- колебания его конструкции, полезного груза и оборудования;
- большие пластические деформации, изменение формы конструктивных элементов и их разрушение под действием ударных нагрузок;
- механическое взаимодействие фюзеляжа с посадочной поверхностью.

Эти уравнения были получены при математическом моделировании динамической системы, которая включала конструкцию летательного аппарата, закрепленные на ней элементы массы, в том числе полезный груз, и массив посадочной поверхности. Для моделирования применялся метод конечных элементов в физически и геометрически нелинейной постановке. Полученные уравнения имели инкрементальную форму. Они решались путем численного интегрирования во времени с использованием неявных методов. В рамках разработанной методологии учитывалась возможность выполнения аварийной посадки на различные посадочные поверхности, отличающиеся механическими свойствами: бетонную взлетно-посадочную полосу или грунт с разными значениями прочности. Контакт фюзеляжа с посадочной поверхностью имитировался с помощью конечных элементов особого типа. Для случая посадки на грунт их свойства задавались на основе экспериментальных данных, накопленных при экспериментальной отработке приземлений советских космических аппаратов баллистического типа. Для исследования особенностей взаимодействия пологого днища фюзеляжа «Бурана» с посадочной поверхностью в условиях скользящего удара – с целью учета этих особенностей в математической модели – была предложена специальная экспериментальная установка (Спирочкин 1988), (Патрушев и др. 1989).

Математическая модель имела около 1800 степеней свободы, что ныне представляется весьма скромным показателем, но для компьютеров той поры представляло серьезный вызов. Возможные погрешности моделирования из-за крупной конечноэлементной сетки компенсировались уточнением параметров модели по экспериментальным данным. Модель верифицировалась на основе сравнения отображаемых ею динамических характеристик летательного аппарата (собственных частот и форм колебаний) с результатами горизонтальных частотных испытаний летного образца «Бурана», в грузовом отсеке которого был размещен блок дополнительных приборов (см. рисунок 1). Построение модели, расчет динамических характеристик и определение динамической реакции конструкции в фазе основного посадочного удара выполнялись с помощью разработанной автором и его коллегами программной системы, получившей впоследствии название *NewTone* (Спирочкин 1993).

С целью исследования поведения конструкции «Бурана» и условий безопасности при различных вариантах аварийной посадки было проведено множество расчетов, соответствующих разным значениям свойств посадочной поверхности и кинематических параметров летательного аппарата в момент ее касания. Диапазон исследуемых вариантов ограничивался случаями симметричной посадки, без бокового движения летательного

аппарата как твердого тела. При этом рассматривались относительные линейные перемещения элементов пространственной конструкции в направлении трех осей: x, y, z и вращения вокруг них. В результате каждого расчета определялись функции изменения во времени:

– составляющих вектора ускорений в характерных точках конструкции, оборудования и грузов малой массы $\{a(t)\} = \{a_{1x}(t), a_{1y}(t), a_{1z}(t), a_{2x}(t), \dots a_{nz}(t)\}$ (n – число точек), которые позволяли оценивать такой фактор опасности, как $\{a_{max}\}$;
– внутренних сил в узлах крепления грузов большой массы $\{Q(t)\}$, на основе которых контролировалась возможность их разрушения;
– относительных боковых перемещений в точках грузового отсека $\{u_{1z}(t), u_{2z}(t), \dots\}$ – для контроля деформаций его конструкции $\{u_{max}\}$ – еще одного фактора опасности.

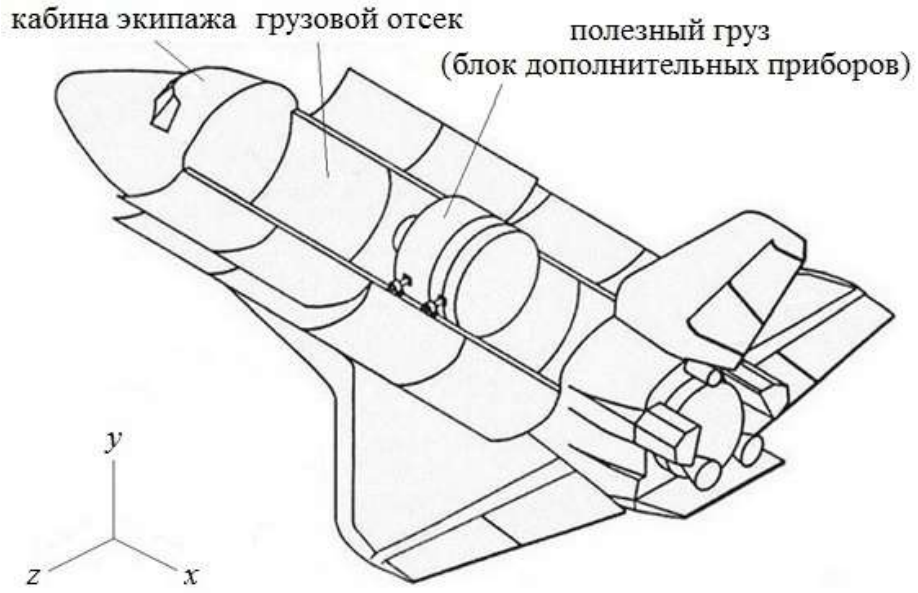


Рисунок 1 – Аэрокосмический челнок «Буран» с полезным грузом
(створки грузового отсека открыты)

На рисунке 2 представлены в качестве примера полученные путем расчета функции изменения во времени ускорений для варианта аварийной посадки на грунтовую полосу. Как видно из рисунка 2a, динамическое нагружение конструкции грузового отсека в фазе основного посадочного удара можно характеризовать импульсами продольных и вертикальных ускорений с длительностью около 0,16 с, которая определяется низшими тонами колебаний фюзеляжа, с наложением составляющих с частотами от 50 до 100 Гц, связанных с колебаниями элементов силового набора. Динамическое нагружение полезного груза (рисунок 2b) обусловлено, в основном, его колебаниями как жесткого целого на узлах крепления.

Проектные спецификации требуемой прочности узлов крепления полезных грузов и оборудования «Бурана» совпадали в основном с положениями, применяемыми в то время для самолетов транспортной категории (ЕНЛГ 1985): принималось, что в центре тяжести груза действуют расчетные нагрузки, соответствующие следующему диапазону ускорений:

– для продольной нагрузки от нуля до $9g$ при направлении нагрузки вперед и от нуля до $1{,}5g$ при направлении нагрузки назад;

– для вертикальной нагрузки от нуля до $4g$ при направлении нагрузки вниз и от нуля до $2g$ при направлении нагрузки вверх;
– для боковой нагрузки от -2,25g до +2,25g.

Для грузов с массой более 20 т максимальное значение продольной расчетной нагрузки, действующей вперед, соответствовало 6g. Аналогичные спецификации применялись при создании американской транспортной системы *Space Shuttle*. Сравнение с данными, приведенными в выражениях (2), показывает некоторые отличия регулирования той поры от требований современных стандартов летной годности. Однако эти отличия не имеют принципиального характера.

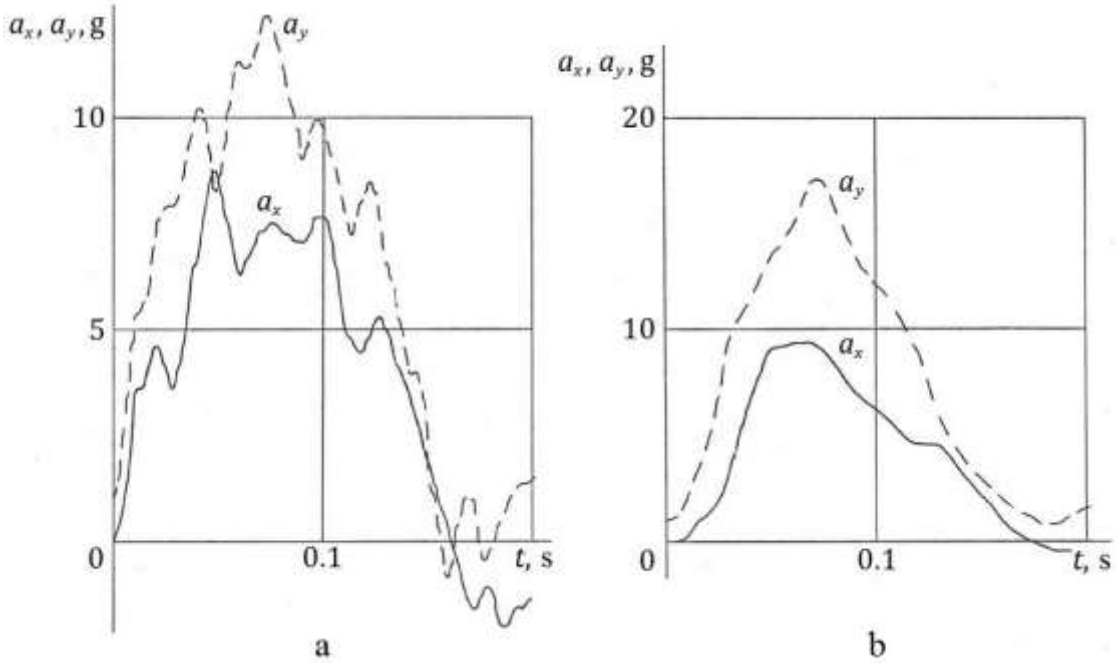


Рисунок 2 – Изменение во времени продольных (a_x) и вертикальных (a_y) ускорений при аварийной посадке «Бурана» на грунтовую полосу с пределом прочности $\sigma = 1{,}1$ МПа с вертикальной скоростью $V_y = -3$ м/с: **a** на лонжероне фюзеляжа; **b** в центре масс полезного груза (блока дополнительных приборов)

Проведенное при проектировании системы «Энергия-Буран» исследование позволило установить, что нагрузки, не превышающие специфицированные ограничения, реализуются при аварийной посадке «Бурана»:
– на грунтовую полосу малой прочности ($\sigma \leq 0{,}4$ МПа) с вертикальной скоростью в момент касания приблизительно $V_y = -1$ м/с или
– на бетонную полосу (3,5 МПа $\leq \sigma \leq 8$ МПа) со скоростью около $V_y = -0{,}7$ м/с.

Угол тангажа (близкий к углу атаки) при этом должен поддерживаться около минимально допустимого значения ($\vartheta = 9°$).

С помощью динамического расчета исследовалось также влияние на прогноз поведения конструкции «Бурана» и условий безопасности при аварийной посадке динамических характеристик грузов большой массы, погрешностей определения их динамического нагружения по ударным спектрам ускорений и стохастического разброса несущей способности разрушающихся элементов конструкции летательного аппарата.

Разработанная методология динамического расчета сделала возможным:

– рассмотрение на стадии проектирования аэрокосмического челнока совокупности факторов опасности, действующих при аварийной посадке (а не только ударных ускорений, специфицированных в регулирующих документах);
– определение нагрузок на оборудование, полезный груз и сиденья пилотов с учетом их размещения, схемы крепления и парциальных динамических характеристик, а также конструктивных и динамических характеристик самого летательного аппарата (что представляет собой развитие и регулирующих положений, и традиционной практики проектирования);
– оценку влияния на нагрузки, а также другие факторы опасности условий посадки, которые могут контролироваться в интервале времени, предшествующем основному посадочному удару (что создает потенциал для управления аварийной ситуацией).

Таким образом, эта методология позволяет определять обобщенную функцию $\mathcal{F}$, связывающая факторы опасности при возможной аварийной посадке проектируемого летательного аппарата $\{\mathcal{D}\}$ с характеристиками его конструкции $\{S\}$ и условиями аварийной посадки $\{P\}$, $\{V\}$ и $\{\Psi\}$. Соответственно, для известных аргументов $\{S\}$, $\{P\}$, $\{V\}$ и $\{\Psi\}$ можно найти значения факторов опасности и проверить выполнение условия безопасности: $\{\mathcal{D}\} \leq \{\mathcal{D}_a\}$.

Кроме стадии проектирования, методология применима при расследованиях крушений летательных аппаратов, т.е. на стадии эксплуатации. Примером такого применения явился выполненный по заказу ЦАГИ анализ аварийной посадки (фактически крушения) вертолета Ми-34 (Ляховенко и др. 1989; Спирочкин и Шенк 1990). Целью анализа было определить, какой из факторов опасности вызвал гибель пилота: максимальные ускорения или деформации кабины.

Описанная методология может служить прототипом для разработки более совершенного аналитического подхода к проектированию новых летательных аппаратов, включая те, что имеют необычную конфигурацию или изготовлены с использованием новых конструкционных материалов. Совершенствование может быть направлено также на анализ условий безопасности в более широком диапазоне сценариев аварийной посадки и с учетом более глубокой защиты от факторов опасности.

Конечноэлементная модель, необходимая для уточненного динамического расчета с отображением особенностей нелинейного деформирования и разрушения элементов конструкции летательного аппарата при взаимодействии с различными посадочными поверхностями, будет включать, очевидно, миллионы степеней свободы. Построение такой модели возможно лишь на заключительных этапах проектирования, когда детально известна вся совокупность характеристик его конструкции $\{S\}$. Сам динамический расчет одного варианта аварийной посадки даже на современных высокопроизводительных компьютерах может занимать часы, а вычислительные ресурсы, требуемые для многовариантного анализа, являются соответственно высокими.

Время, затрачиваемое на анализ аварийной посадки при проектировании летательного аппарата (или при расследовании крушения), конечно, дорого, но оно не настолько критично, как в условиях полета, когда в течение минут нужно выбрать приемлемый по безопасности вариант выполнения аварийной посадки. Динамической расчет осуществим в наземных условиях и в темпе, диктуемом имеющейся вычислительной установкой, но он практически неприменим для прогнозирования поведения конструкции летательного аппарата и оценки безопасности в реальном времени

и средствами, располагаемыми на борту летательного аппарата, т.е. для выполнения операции 8 в таблице 2. Таким образом, методология динамического расчета не подходит для непосредственного использования в системе поддержки управления в критических и аварийных ситуациях в случае совершения аварийной посадки. Для поддержки управления согласно концепции SPARS нужны другие методы прогнозирования.

4.2 Метод поверхностей отклика

Отмеченные выше ограничения, свойственные методологии динамического расчета, могут быть преодолены, если обратиться к методу приближенного анализа поведения конструкции с помощью поверхностей отклика. Поверхность отклика является геометрическим представлением функции отклика, которая отражает зависимость рассматриваемого параметра реакции конструкции от аргументов, характеризующих условия возникновения реакции. В нашем случае параметром реакции может быть любой из факторов опасности, а в качестве аргументов выступают совокупности $\{S\}, \{P\}, \{V\}, \{\Psi\}$ и т.д. Таким образом, мы имеем дело с множеством функций отклика, охватываемых обобщенной функцией $\mathcal{F}$, и множеством поверхностей отклика. Часть этого множества, относящаяся к максимальным значениям ускорений, включает следующие функции:

$$\begin{aligned} a_{1x\,max} &= \mathcal{F}_{a1x}(\{S\}, \{P\}, \{V\}, \{\Psi\}, \dots); \\ a_{1y\,max} &= \mathcal{F}_{a1y}(\{S\}, \{P\}, \{V\}, \{\Psi\}, \dots); \\ a_{1z\,max} &= \mathcal{F}_{a1z}(\{S\}, \{P\}, \{V\}, \{\Psi\}, \dots); \\ a_{2x\,max} &= \mathcal{F}_{a2x}(\{S\}, \{P\}, \{V\}, \{\Psi\}, \dots); \\ &\dots, \end{aligned} \tag{4}$$

где числовой индекс у составляющей обобщенной функции $\mathcal{F}$ обозначает рассматриваемую точку конструкции (в которой фактор опасности может достигать критического уровня).

Поверхность отклика имеет наглядный вид только в случае двух аргументов, а если их больше, то превращается в гиперповерхность, которая не представима визуально. Образ гиперповерхности можно передать посредством набора двух- или трехмерных геометрических объектов, являющихся ее «сечениями» при фиксированных значениях ряда аргументов.

Исследование аварийной посадки «Бурана» (кратко представленное в подразделе 4.1) показало, что при принятых сценариях аварии оценка безопасности возможна по максимальному значению вертикального ускорения в центре масс блока дополнительных приборов. При определенных характеристиках конструкции $\{S\}$ и углах поворота осей летательного аппарата $\{\Psi\}$ условия посадки, оказывающие основное влияние на максимальное значение вертикального ускорения в этой точке[6], $a_{y\,max}$, сводятся к прочности посадочной поверхности σ и вертикальной скорости в момент ее касания V_y. Таким образом, приходим к функции отклика:

$$a_{y\,max} = \mathcal{F}_{ay}(\sigma, V_y)|_{\{S\},\{\Psi\}}, \tag{5}$$

которая допускает визуализацию.

Соответствующая поверхность отклика показана на рисунке 3. Она построена по результатам многовариантного динамического расчета в следующих диапазонах условий

[6] Числовой индекс точки далее не указывается.

аварийной посадки «Бурана»: $(0{,}5 \leq \sigma \leq 8$ МПа) и $(-3$ м/с $\leq V_y \leq 0)$. Внутри этих диапазонов значения σ и V_y варьировались с определенным шагом для получения множества узловых значений функции отклика. При построении поверхности отклика использовалась линейная интерполяция между узловыми значениями. Несмотря на грубость такой интерполяции, полученная поверхность наглядно представляет характер функции отклика.

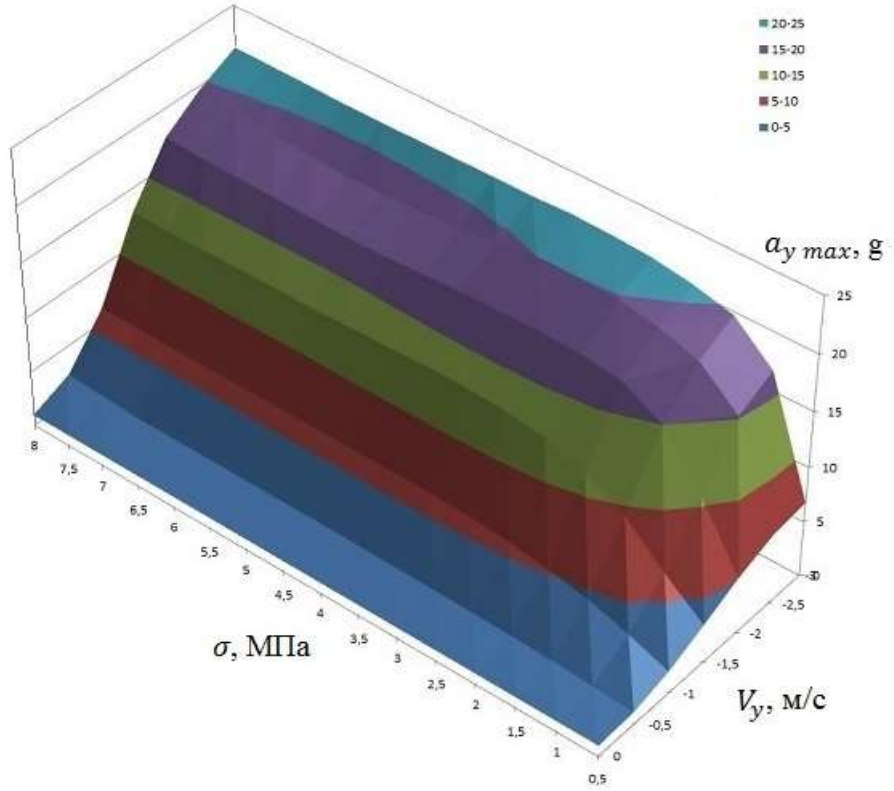


Рисунок 3 – Поверхность отклика: зависимость максимального значения вертикального ускорения в центре масс полезного груза (блока дополнительных приборов) $a_{y\,max}$ от прочности посадочной поверхности σ и вертикальной скорости V_y при аварийной посадке «Бурана»

При необходимости функции отклика могут быть определены применительно к другим факторам опасности и с учетом большего числа аргументов. В последнем случае поверхности отклика теряют наглядность, но сохраняется важное достоинство описываемого метода: функции отклика, даже когда им соответствуют многомерные гиперповерхности, обеспечивают быстрое прогнозирование поведения конструкции летательного аппарата и оценку факторов опасности при аварийной посадке $\{\mathcal{D}\}$ при известных характеристиках конструкции $\{S\}$ и предполагаемых значениях $\{P\}, \{V\}, \{\Psi\}$ (если эти значения укладываются в исследованные диапазоны изменения). Прогнозирование параметров динамической реакции конструкции производится по таблицам, задающим функции отклика, с помощью интерполяции. Эта процедура, оценка факторов опасности $\{\mathcal{D}\}$ и проверка условий безопасности $\{\mathcal{D}\} \leq \{\mathcal{D}_a\}$ не требуют больших вычислительных ресурсов. Соответствующие операции могут выполняться бортовым компьютером, давая обоснование выбора посадочной поверхности и кинематических параметров летательного аппарата в реальном времени. Таблицы, содержащие узловые значения функций отклика и задающие таким образом обобщенную

функцию $\mathcal{F}$, формируются на стадии проектирования летательного аппарата с помощью динамического расчета множества предполагаемых состояний конструкции (учитывающих, среди прочего, различные полезные грузы) и вариантов аварийной посадки. При необходимости может производиться корректировка и дополнение этих таблиц на стадии эксплуатации – непосредственно перед полетом.

Метод поверхностей отклика отвечает принципам поддержки управления при аварийной посадке и представляется весьма перспективным для реализации в рамках концепции SPARS. Его внедрение могут ограничивать такие особенности функций отклика, как их негладкий или разрывный характер, поскольку они препятствуют дифференцируемости, необходимой для интерполяции. Эти особенности могут быть связаны, например, с тем, что конструктивные характеристики в действительности изменяются в диапазоне возможных значений не обязательно гладким и непрерывным образом. В некоторых интервалах они, равно как и значения других аргументов функций отклика, могут вообще отсутствовать.

Указанные ограничения преодолимы за счет использования специальных математических приемов, в частности искусственного сглаживания и реконструктивного заполнения лакун. Однако есть альтернативный подход, свободный от этих ограничений. Он описан в следующем подразделе.

4.3 Применение нейронной сети

Развитие искусственного интеллекта дает возможность реализовать принципы управления в критических и аварийных ситуациях, входящие в концепцию SPARS, на основе технологии нейронных сетей. Идея определения зависимостей между условиями нагружения и параметрами реакции конструкции в ее фактическом состоянии с помощью нейронной сети нашла отражение в регулирующих документах атомной отрасли, в подготовке которых принимал участие автор (СПиР-О-2008), (VERLIFE 2013), (ОТТ 1.5.2.01.999.0157-2013). Эта идея, наряду с другими техническими достижениями последних лет, стимулировала продолжение исследований и разработок по обеспечению безопасности при аварийной посадке, прерванных в связи с закрытием программы «Энергия-Буран» (Spirochkin 2023).

Ниже представлены вариант нейронной сети и результаты ее опытного применения на первом этапе продолженных исследований и разработок. Создание структуры сети, реализация в виде программного средства, подготовка обучающего набора данных и обработка прогнозов для случая аварийной посадки «Бурана» были выполнены инженером И.В. Успенским. Цель этого этапа, который можно охарактеризовать как пилотный проект, состояла в

- оценке точности прогнозирования поведения конструкции и факторов опасности при аварийной посадке с помощью нейронной сети;
- оценке затрат времени на ее обучение и получение прогностических выводов;
- выявлении преимуществ нейросетевого подхода по сравнению с динамическим расчетом (см. подраздел 4.1) и методом поверхностей отклика (см. подраздел 4.2).

Нейронная сеть, разработанная с учетом имеющихся рекомендаций и опыта предварительных экспериментов, включает четыре слоя, как это показано на рисунке 4. Первый слой, в который подаются входные данные, образован 80 нейронами. Два следующих, внутренних слоя содержат 400 и 30 нейронов соответственно. Выходной

слой, с которого снимаются прогностические оценки, образован одним нейроном. Нейронная сеть реализована на языке программирования Python с использованием открытой программной библиотеки TensorFlow (http://tensorflow.org).

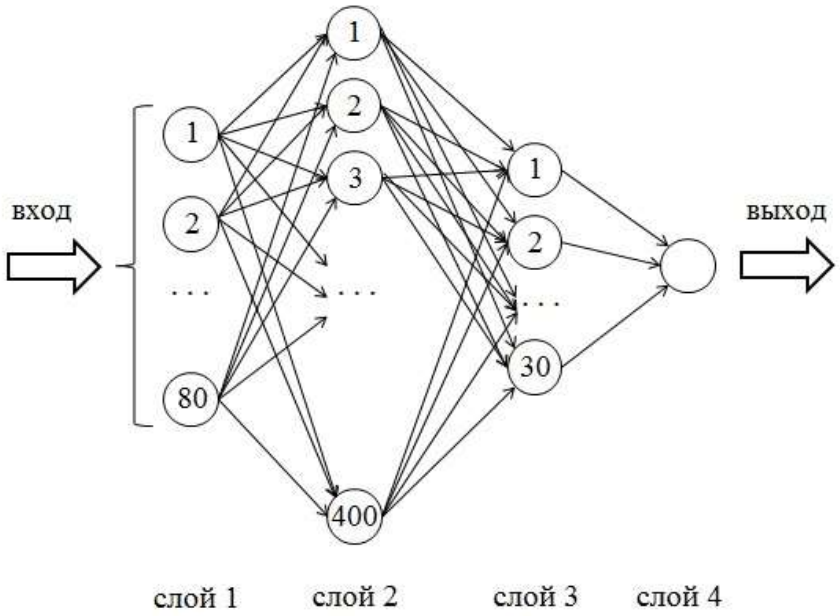


Рисунок 4 – Структура нейронной сети, разработанной для прогнозирования поведения конструкции летательного аппарата при аварийной посадке

Для выполнения прогнозов нейронная сеть должна быть подвергнута обучению на основе набора известных данных, характеризующих связь входа и выхода. В рассматриваемой ситуации эта процедура соответствует формированию обобщенной функции $\mathcal{F}$ в виде, определяемом самой методологией, составом входных переменных, т.е. аргументов этой функции, и выходных переменных, характеризующих динамическую реакцию конструкции и факторы опасности.

В рамках пилотного проекта предусматривалась работа сети в нескольких режимах, различающихся числом входных переменных и источниками данных. Обучающий набор для основного режима охватывал вариацию двух входных переменных – прочности посадочной поверхности σ и вертикальной скорости аэрокосмического челнока в момент ее касания V_y, а также выходной переменной – максимального значения вертикальной перегрузки в центре масс блока дополнительных приборов $a_{y\,max}$. Обучение проводилось с использованием 475 примеров, сгенерированных по результатам динамического расчета аварийной посадки «Бурана». Время, затраченное на обучение, включая обмен данными с облачным сервером, на котором размещается библиотека TensorFlow, составило не более 15 с.

Обученной нейронной сетью были выполнены прогнозы значений $a_{y\,max}$ для 21 комбинации вводимых значений σ и V_y – вариантов аварийной посадки «Бурана», которые не входили в обучающий набор. Время получения прогностических выводов составило порядка секунды. Результаты прогнозирования представлены на рисунке 5 на фоне значений, найденных путем динамического расчета (см. подраздел 4.1).

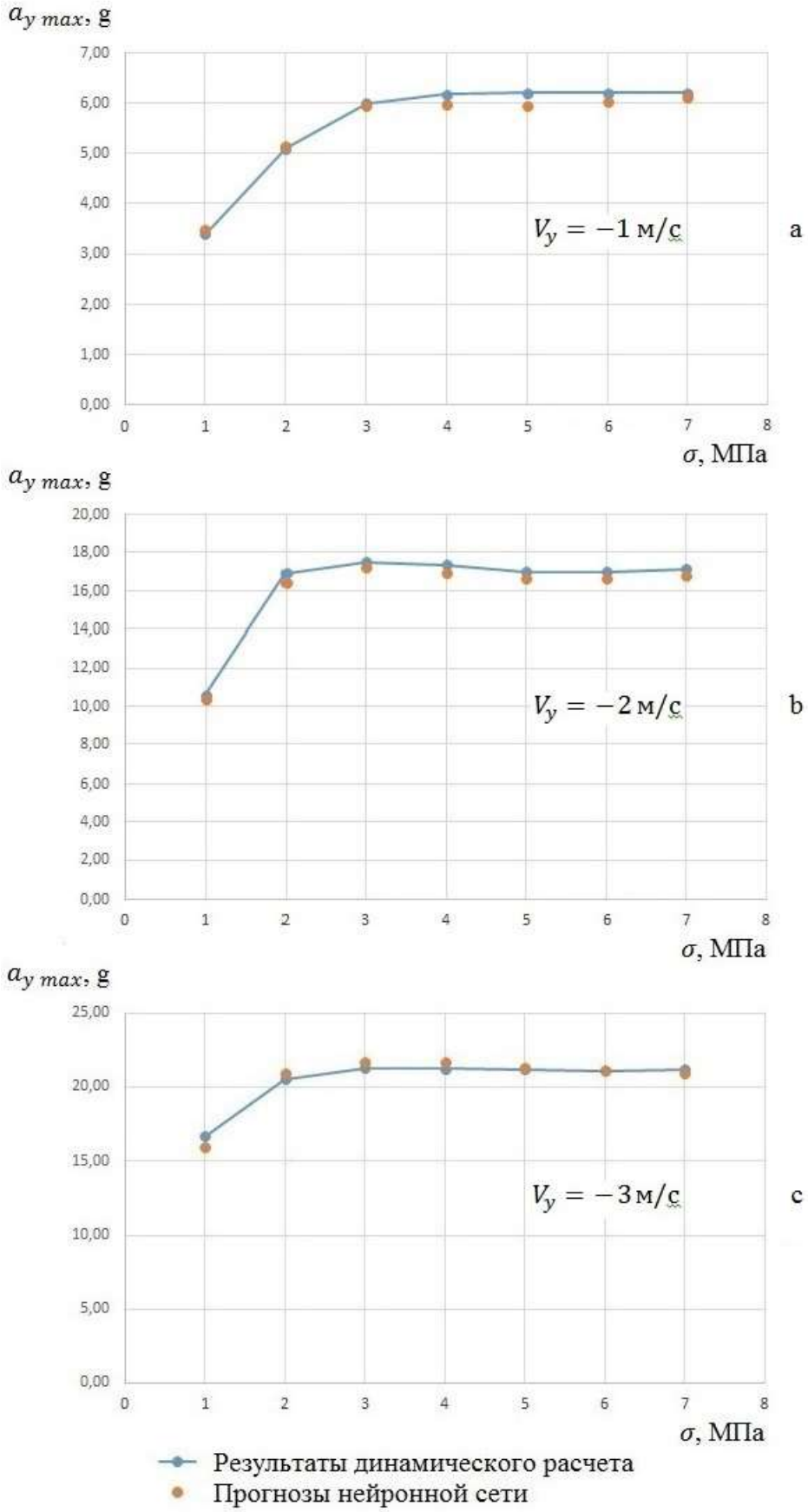


Рисунок 5 – Прогнозы нейронной сети – максимальные значения вертикального ускорения в центре масс блока дополнительных приборов $a_{y\,max}$ – в сравнении с результатами динамического расчета для ряда вариантов аварийной посадки «Бурана»

Как видно из этого рисунка, спрогнозированные нейронной сетью значения ускорений, несмотря на их приближенный характер, достаточно хорошо согласуются с результатами динамического расчета, которые можно считать более точными. Для рассмотренных вариантов аварийной посадки отличия соответствующих значений не превышают 4,53%. В ряде случае спрогнозированные значения ускорений оказались ниже тех, что дает динамический расчет. На данном этапе исследований пока не удалось установить, являются ли такие отклонения случайными или закономерными.

Кроме основного, рассматривался также режим работы сети с числом входных переменных, увеличенным до трех за счет варьируемой массы летательного аппарата, которая входит в состав аргумента $\{S\}$ обобщенной функции $\mathcal{F}$. Учет влияния массы производился на основе дополнения обучающего набора соответствующей аналитической зависимостью. Таким способом оценивалась возможность использования источников данных, отличных от числовых массивов. Полученные результаты подтвердили эту возможность.

Нейронная сеть, подобная описанной, может стать частью системы поддержки управления в критических и аварийных ситуациях, в том числе в виде программного средства, загружаемого в бортовой компьютер летательного аппарата. Обучение нейронной сети, т.е. определение обобщенной функции $\mathcal{F}$, должно проводиться на предэксплуатационных этапах его жизненного цикла, включая летные испытания. В качестве обучающего набора применимы результаты динамического расчета, полученные для множества предполагаемых состояний конструкции и вариантов аварийной посадки. При необходимости, например, перед транспортировкой полезного груза с непредусмотренными ранее характеристиками, может быть проведено дополнительное обучение.

Спектр источников обучающих данных может быть расширен путем включения в него текстовых, гипертекстовых и графических данных. Однако в этом случае целесообразно использовать составную нейронную сеть, включающую несколько ветвей, каждая из которых специализируется на данных определенного типа. Тогда обобщающий результат прогнозирования, получаемый в выходном слое, где ветви соединяются, будет иметь более высокую точность.

Кроме прогнозирования поведения конструкции и факторов опасности при аварийной посадке нейросетевой подход применим, очевидно, и для выполнения других операций поддержки управления в критических и аварийных ситуациях, указанных в таблице 2. Эта, как и другие указанные выше возможности, должны быть проверены в ходе дальнейших исследований.

5 БИОНИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ КОНЦЕПЦИИ SPARS ПРИМЕНИТЕЛЬНО К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ

Бионические идеи, заложенные в концепцию SPARS, в случае проектирования аэрокосмического летательного аппарата предусматривают:

1) наблюдение окружающей среды и состояния летательного аппарата, которые позволяют идентифицировать изменения, возникающие в полете, с точки зрения потенциальной опасности;
2) превентивную реакцию на изменения, которые предположительно могут привести к ухудшению нормальных условий полета (проактивное управление);

3) обнаружение отклонений от нормальных условий, оценка степени их опасности и реакция с целью избежать предполагаемого вреда (активное управление);
4) защиту от факторов опасности при неуправляемом развитии аварийной ситуации;
5) восстановление (хотя бы частичное) летательного аппарата после аварии;
6) извлечение уроков из аварийной ситуации, чтобы более эффективно справляться с подобными ситуациями в будущем.

Бионический характер этих идей выражается в основном не в конструктивном подобии создаваемого летательного аппарата какому-либо живому организму, а в воспроизведении его *поведения* при экстремальных событиях. Концепция SPARS реализует, в первую очередь, бихевиоральные бионические принципы. Они воплощаются в системе поддержки управления в критических и аварийных ситуациях. Ее работа в случае аварийной посадки описана в подразделе 3.4. Функции этой системы, представленные перечнем операций в таблице 2, должны заменять действия пилота в ситуации, когда возможные негативные проявления человеческого фактора – такие, как ошибочные оценки и решения, задержка реакции, стрессовое состояние или бездействие, способны привести к фатальным последствиям.

Как показано в подразделе 4.3, ряд (если не большая часть) операций поддержки управления в критических и аварийных ситуациях может эффективно выполняться нейронной сетью. Согласно современным представлениям, этот элемент искусственного интеллекта функционирует подобно мозгу живого существа, следовательно, в его применении также отражаются принципы бихевиоральной бионики, присущие концепции SPARS.

В случае использования нейронной сети извлечение уроков из аварийной ситуации (операция 16 в таблице 2) должно включать дополнение ранее используемого обучающего набора данными выполненной аварийной посадки.

Возможность восстановления летательного аппарата после аварийной посадки зависит от степени разрушения его конструкции, адекватной оценки поврежденности и осуществимости ремонта или замены поврежденных частей. Степень разрушения конструкции определяется «мягкостью» условий аварийной посадки. Обеспечение таких условий входит в функции системы поддержки управления в критических и аварийных ситуациях, воплощающей, как указано выше, бихевиоральные бионические принципы. Подобные же принципы реализуются при выполнении этой системой оценки поврежденности – путем послеаварийного анализа состояния летательного аппарата согласно операции 15 в таблице 2. Возможность ремонта или замены поврежденных частей летательного аппарата связана с бионическими принципами не на уровне функций, а через общую цель – обеспечение длительного жизненного цикла. Эта цель достигается благодаря свойствам устойчивости и восстанавливаемости, которые соответствуют принципам resilient engineering, а последние инкорпорированы в концепцию SPARS. Изложение того, как такие принципы могут быть реализованы с учетом аварийной посадки, выходит за рамки данного отчета. Оно предполагается в одной из следующих публикаций автора.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данном отчете продемонстрированы возможности концепции проектирования SPARS по минимизации неопределенности и повышению безопасности при аварийной

посадке аэрокосмического летательного аппарата. Эти возможности включают оснащение летательного аппарата более надежными физическими барьерами, ограничивающими интенсивность факторов опасности, управляющей, удерживающей и локализующей системами безопасности, а также системой поддержки управления в критических и аварийных ситуациях. Важной функцией последней является прогнозирование поведения конструкции летательного аппарата и факторов опасности в первой фазе аварийной посадки, предшествующей основному посадочному удару, в реальном времени. В результате проведенных исследований установлено, что наиболее эффективным способом прогнозирования является применение нейронной сети. Создан действующий образец такой сети и проверена его работа в рамках пилотного проекта.

Нейронная сеть применима и для выполнения других операций поддержки управления в критических и аварийных ситуациях. Изучение этой перспективы, равно как и проверка прочих возможностей, предлагаемых концепцией SPARS, предполагается на последующих этапах исследований и разработок.

БИБЛИОГРАФИЯ

AC 29-2C (2023) Advisory circular (with changes 1-9). Federal Aviation Administration, 2023-06-23. https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_29-2C_CHG1-9.pdf. Accessed 2024-12-02

ASN (2009) Aviation Safety Network – ASN Aviation Safety WikiBase. https://asn.flightsafety.org/wikibase/321581. Accessed 2025-01-12

ASN (2019) Aviation Safety Network – ASN Aviation Safety WikiBase. https://asn.flightsafety.org/asndb/319362. Accessed 2025-01-012

AviationNuggets (2020) Aircraft emergency landing. AviationNuggets | Blog, July 03, 2020. https://aviationnuggets.com/blog/30/aircraft-emergency-landing. Accessed 2024-03-18

CFR Part 25. Code of Federal Regulations/Title 14/Chapter I/Subchapter C/Part 25—Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-25. Accessed 2024-06-07

CS-25 (2018) Certification specifications for large aeroplanes (Amendment 21). European Aviation Safety Agency, Brussels

FAA-H-8083-3C (2021) Airplane Flying Handbook. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration

FAA-H-8083-6 (2009) Advanced Avionics Handbook. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Updated May 2, 2013

Frings G (1998) FAA Crashworthiness Research Program. International Aircraft Fire and Cabin Safety Research Conference. Atlantic City, NJ, 17 Nov 1998

Guida M, Marulo F, Abrate S (2018) Advances in crash dynamics for aircraft safety. Progress in Aerospace Sciences, 98:106–123

IAEA (2006) IAEA Safety Standards Series No. SF-1. Fundamental safety principles. Safety fundamentals. International Atomic Energy Agency, Vienna

IAEA (2016) IAEA Safety Standards Series No. SSR-2/1 (Rev.1). Safety of nuclear power plants: Design. Specific safety requirements. International Atomic Energy Agency, Vienna

IdeaConnection (2015) IdeaConnection by Planbox. Civil aviation safety systems, 17 May 2015. https://www.ideaconnection.com/new-inventions/civil-aviation-safety-systems-09615.html. Accessed 2024-07-12

Jackson KE, Fasanella EL (2003) A survey of research performed at NASA Langley Research Center's Impact Dynamics Research Facility. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA. https://www.researchgate.net/publication/266370987. Accessed 2024-11-26

Jackson KE, Boitnott RL, Fasanella EL, Jones LE, Lyle KH (2006) A summary of DOD-sponsored research performed at NASA Langley's impact dynamics research facility. Journal of American Helicopter Society, 51(1):59–69

Joseph C (2012) Attention first-class passengers, this is your captain speaking... Crash test proves that it is much safer to sit in the back of the plane. MailOnline, News, 16 September 2012. https://www.dailymail.co.uk/news/article-2203888/The-ultimate-crash-test-dummy-What-passengers-didnt-want-hear-safer-sit-back.html. Accessed 2024-11-17

Lau ST, Said MR, Yaakob MY (2012) On the effect of geometrical designs and failure modes in composite axial crushing: a literature review. Composite Structures, 94(3):803–812

Liang X, Fu H, Crosby AJ (2022) Phase-transforming metamaterial with magnetic interactions. Proc Natl Acad Sci 119(1):1–8

Meuleau N, Plaunt C, Smith DE, Smith T (2009a) A comparison of risk sensitive path planning methods for aircraft emergency landing. ICAPS-09 Workshop on Bridging the Gap Between Task and Motion Planning (BTAMP), Thessaloniki, Greece

Meuleau N, Plaunt C, Smith DE, Smith T (2009b) An emergency landing planner for damaged aircraft. In Proceedings of the Twenty First Innovative Applications of Artificial Intelligence Conference. (IAAI-09), Pasadena, California. AAAI Press

Rossier RN (2016) Differentiating precautionary landings, forced landings, and ditching. AOPA | Emergency landings, 02.04.2016. https://www.aopa.org/training-and-safety/students/flighttestprep/skills/emergency-landings. Accessed 2024-03-19

Sharma S (2024) Plane makes emergency landing without landing gear after circling for 4 hours in Newcastle airport drama. Independent, 13 May 2024. https://www.independent.co.uk/travel/news-and-advice/newcastle-emergency-landing-plane-airport-b2543941.html. Accessed 2024-07-08

Spirochkin Y (2023) Human factors and design. Springer, Singapore

Synbiosys (2021) Synbiosys. Material science. https://www.synbiosys.co/material-science. Accessed 2024-07-12

VERLIFE (2013) Guidelines for integrity and lifetime assessment of components and piping in WWER nuclear power plants. IAEA, Vienna. Appendix F – Component and piping supports (Contributors: Obushev A., Spirochkin Y.)

Источники на русском языке:

АП-25 (2009) Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Изд. 3-е. Межгосударственный авиационный комитет, Москва

ЕНЛГ (1985) Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран – членов СЭВ. ЦАГИ, Москва

Ляховенко ИА, Шенк ЮВ, Спирочкин ЮК (1989) К вопросу о возможности численного моделирования аварийной посадки вертолета. Научно-технический отчет НТО 03-5942. ЦАГИ, г. Жуковский, Московская обл.

НП-001-15 (2016) Федеральные нормы и правила в области использования атомной энергии. Общие положения обеспечения безопасности атомных станций. Федеральная служба по экологическому, технологическому и атомному надзору, Москва

ОТТ 1.5.2.01.999.0157-2013 (2013) Опорные конструкции элементов атомных станций с водо-водяными энергетическими реакторами. Общие технические требования. ОАО Концерн Росэнергоатом, Москва (Авторы: Спирочкин Ю.К., Обушев А.Е., Филимонов С.В., Сорокин А.Н., Тараканов П.В. и др.). https://meganorm.ru/Index2/1/4293736/4293736524.htm. Доступ 2024-12-25

Патрушев ВС, Плетнев ИВ, Спирочкин ЮК (1989) Авиационно-космический тренажер. Патент SU 1799479, 24 ноября 1989

СПиР-О-2008 (2009) Свод Правил и Руководств по Опорным конструкциям элементов АЭС с ВВЭР. Стандарт организации. ООО «ИЦП МАЭ», Москва (Авторы: Европин С.В., Филатов В.М., Головлев Ю.Н., Обушев А.Е., Родченков Б.С., Спирочкин Ю.К. и др.)

Спирочкин ЮК (1987) Методика расчета динамического нагружения грузов при аварийной посадке летательного аппарата. Диссертация. НПО «Энергия», г. Калининград (ныне Королев), Московская обл.

Спирочкин ЮК (1993) Компьютерное моделирование динамики конструкций при авариях. Математическое моделирование, 5(6):85–103

Спирочкин ЮК (2019) Безопасность российских АЭС с точки зрения инженера-механика. СУПЕР Издательство, Санкт-Петербург

Спирочкин ЮК, Шенк ЮВ (1990) Численное моделирование аварийной посадки вертолета. Проблемы удара, разрушения и технологий, 10(4):62–63 (Издательский Дом ВНИЦУР-Ресурс, Рига)