

Информация технической комиссии по результатам расследования катастрофы самолета А310 авиакомпании "Сибирь" в аэропорту Иркутска 9 июля 2006 года

Комиссия Межгосударственного авиационного комитета завершила работу по окончательной редакции отчета по результатам расследования катастрофы самолета А310 авиакомпании "Сибирь", произошедшей 9 июля 2006 года в аэропорту Иркутска.

Замечаний к окончательной редакции отчета, подготовленного комиссией МАК, Бюро расследования авиационных происшествий (BEA) Франции - официальный представитель государства разработчика, изготовителя и регистратора воздушного судна и Национальное бюро безопасности на транспорте (NTSB) США - официальный представитель государства разработчика и изготовителя двигателей, не имеют.

Как сообщалось ранее, 07 мая в штаб-квартире МАК председателем комиссии по расследованию был проведен разбор результатов расследования.

В соответствии с Приложением 13 к Чикагской конвенции ИКАО и Правилами расследования авиационных происшествий и инцидентов с гражданскими воздушными судами в Российской Федерации, утвержденными Постановлением Правительства РФ от 18 июня № 609, Межгосударственный авиационный комитет доводит официальную информацию об авиационном происшествии и результатах расследования до сведения общественности, юридических лиц и граждан.

2. Анализ

08-09 июля 2006г. на самолете А310, государственный регистрационный номер F-OGYP (Франция), эксплуатировавшемся ОАО "Авиакомпания "Сибирь", экипажем авиакомпании выполнялся регулярный пассажирский рейс С7 778 по маршруту Домодедово - Иркутск.

Кроме 2-х членов летного экипажа на борту находилось 6 бортпроводников и 195 пассажиров (из них 2 - служебных), в том числе 181 гражданин России, 3 - Германии, 3 - КНР, 2 - Польши, 3 - Белоруссии, 2 - Молдавии и 1 - Азербайджана.

Коммерческая загрузка самолета, согласно сводной загрузочной ведомости, составляла 19800 кг, взлетная масса - 140414кг (допустимая - 150000кг), центровка - 25,5% (допустимый диапазон для взлета: 18 - 32%).

Самолет А310 F-OGYP (серийный номер 442) был изготовлен на предприятии Airbus Industry (Франция) 11.06.1987, находится в собственности компании Wilmington Trust Company en Qualite de Detenteur des Droits Fiduciaires (США). Первичный сертификат типа №145 выдан DGAC Франции 27 мая 1987 года. Самолет имеет также сертификат типа № 15-310 от 25.10.1991, выданный Госавиарегистром СССР, с дополнением от 01.10.1993, выданным Авиарегистром МАК.

Самолет имел Сертификат регистрации ВС № В23968 от 02.06.1995 и действующий Сертификат летной годности № 25076047462 от 22.03.2006, выданные DGAC Франции.

На основании Договора о сублизинге от 07 мая 2004г. между ОАО "Авиакомпания "Сибирь" и компанией Airbus Leasing II, Inc. на самолете А310 F-OGYP с 18.07.2004 началось выполнение коммерческих полетов.

Перед началом эксплуатации данного ВС в а/к "Сибирь" было проведено переоборудование пассажирской кабины из трехклассной компоновки на 185 мест в двухклассную на 205 мест.

На борту самолета F-OGYP отсутствовало дымозащитное оборудование для двух бортпроводников, отвечающих за аварийные выходы в средней части салона. Дымозащитное оборудование для бортпроводников в хвостовой части салона было расположено на стенке со стороны пассажирского салона, что не позволяет бортпроводникам быстро достать его в случае необходимости.

Примечание:

Другой самолет а/к "Сибирь" (сер. номер 453, рег. F-OGYQ), который имеет такую же компоновку салона, оснащен дымозащитным оборудованием для 6 бортпроводников.

Наличие данного оборудования на борту ВС регулируется пунктом 5.8.5.3 НЛГС-3, по которым А310 сертифицировался в СССР. Данный пункт предусматривает, что "...Бортпроводники, на которых согласно РЛЭ возложены функции оказания помощи пассажирам при задымлении кабины, должны быть дополнительно обеспечены дымозащитными масками. Прибор с подстыкованной к нему дымозащитной маской должен соответствовать требованиям 5.8.4.2.4 и должен быть установлен в месте, легкодоступном для бортпроводника".

По информации, полученной от EASA, сертификационный базис самолета А310 (FAR-25 с поправками с 1 по 45), и, в частности, раздел 25.1439 с поправкой 38, не предусматривают обязательную установку дымозащитных масок для каждого члена экипажа.

К эксплуатации ВС типа А310 авиакомпания "Сибирь" была допущена Решением УНЛД ФСНСТ от 28.06.2004г. № 157/007. Однако Соглашение о поддержании летной годности между государством - эксплуатанта ВС (Россия) и государством - регистрации ВС (Франция), предусмотренное статьей 33 Воздушного Кодекса Российской Федерации, заключено не было. Действовавшие ранее Соглашения об эксплуатации самолетов А310 французской регистрации в а/к "Аэрофлот" и "Саха-Авиа" исчерпали себя к моменту завершения эксплуатации данного типа ВС в этих авиакомпаниях.

Примечание:

Французским воздушным законодательством обязательное заключение подобного Соглашения не предусмотрено.

Самолет налетал с начала эксплуатации 59 865 часов, выполнил 12 550 посадок, что не превышает установленный назначенный ресурс (80 000ч /35 000пос).

Все предусмотренные Регламентом виды ТО были выполнены в установленные сроки и в полном объеме. Перед последним полетом в а/п Домодедово на самолете были выполнены оперативные формы ТО: "DLY-check" и "PF" (ежедневное и предполетное ТО).

Инженерно-технический состав, принимавший непосредственное участие в техническом обслуживании самолета, имеет действующие сертификаты на право выполнения работ. Уровень профессиональной подготовки ИТС соответствует требованиям государств регистрации и эксплуатанта ВС.

Примечание:

В результате изучения документации по технической эксплуатации ВС и анализа показаний специалистов ООО "С7 ИНЖИНИРИНГ" было установлено, что на момент вылета на самолете не было устранено 6 неисправностей и отказов.

Согласно нормативной документации (MMEL) разработчика и изготовителя ВС Airbus Industry, а также действующему "Перечню допустимых отказов" (MEL а/к "Сибирь"), утвержденному Федеральной службой по надзору в сфере транспорта 07.06.2006 года с последующей ревизией №1 от 20.06.2006 года, допускается выполнение полетов с отмеченными неисправностями и отказами в течение установленного для каждого отказа и неисправности времени.

Особое внимание, среди отмеченных выше отказов и неисправностей, обращает на себя отключение (деактивация) в последнем полете системы реверсивной тяги левого двигателя, связанное с отказом реверса при предыдущей посадке в а/п Иркутск, зафиксированным КВС¹. Следует отметить, что предыдущий полет по маршруту Домодедово - Иркутск - Домодедово выполнялся с деактивированным реверсом правого двигателя из-за неисправности приводного гибкого вала. После неустранения отказа реверса левого двигателя данный реверс был деактивирован, а гибкий вал с него был установлен на реверс правого двигателя, чем правый реверс был введен в рабочее состояние (активирован).

Кроме отмеченного выше деактивированного состояния реверса двигателя № 1, на момент вылета в боржурнале было зафиксировано наличие еще 5 неустраненных отказов, среди которых отказы: автопилота № 2 и системы № 2 управления закрылками².

За первое полугодие 2006 года на самолетах А310, с разрешения Управления поддержания летной годности ФСНСТ, оформлено 86 продлений отложенных дефектов (сверх сроков, установленных MEL). Изучение истории эксплуатации самолета, потерпевшего авиационное происшествие, показывает также наличие повторяющихся отказов

(например, в системе автопилота), что, наряду с большим количеством продлений отложенных дефектов, свидетельствует о недостатках технического обслуживания воздушных судов типа А310 в авиакомпании "Сибирь".

Следует отметить, что наличие на самолете подобного количества допустимых отложенных дефектов или их сочетания не имеет нормативных ограничений, что позволяет выпускать в полет ВС с целым рядом отказов и неисправностей, которые могут существенно затруднить летную эксплуатацию ВС, в том числе, оказывая негативное воздействие на психофизиологическое состояние экипажа.

Все системы самолета и двигателей, за исключением дефектов, отложенных по MEL, были работоспособны при вылете из Москвы.

Комиссия не выявила также признаков отказов каких-либо систем самолета и двигателей в последнем полете, за исключением разрушения на пробеге протектора одной авиационной шины (после применения экипажем полного обжатия тормозных педалей) на правой основной тележке шасси, что не повлияло на эффективность торможения самолета (смотри далее по тексту).

В день вылета 8 июля, после прибытия в аэропорт Домодедово, КВС и 2-й пилот, в соответствии с технологией а/к "Сибирь", в 15ч 15мин (за 2 часа до планируемого времени вылета) приступили к предполетной подготовке с прохождения медицинского контроля.

Экипаж был сформирован и закреплен приказом КЛЮ от 02.06.06 № 34. В данном составе было выполнено 12 полетов. Предварительная подготовка экипажа проводилась 24.04.06 в период прохождения им подготовки к весенне-летней навигации.

Члены экипажа имели действующие пилотские свидетельства с соответствующими квалификационными отметками. Профессиональная подготовка членов экипажа проводилась авиационным учебным центром "АК Сибирь" на основании программы подготовки летного состава, разработанной в авиакомпании и утвержденной авиационными властями Российской Федерации.

Программа подготовки летного состава самолета А310 в авиакомпании "Сибирь" допускает ввод в строй в качестве КВС пилотов, имеющих самостоятельный командирский налет на отечественных самолетах 1-го класса, без подготовки по программе вторых пилотов и без производственного налета в этой должности. Такую программу ввода в строй прошли около 20 КВС А310, включая КВС, выполнявшего аварийный полет. Анализ показал, что из 62 КВС А310, работавших в а/к "Сибирь" с середины 2004 по август 2006 года, только 20 пилотов прошли подготовку по следующей программе: подготовка 2-го пилота, ввод в строй в качестве второго пилота, производственный налет в этой должности в течение до года, переучивание по программе КВС и ввод в строй в качестве КВС.

Сопоставление объемов производственных налетов в должности второго пилота в а/к

"Сибирь" и а/к "Аэрофлот", необходимых для ввода в строй в качестве КВС А310, показывает, что в а/к "Сибирь", второй пилот, имеющий опыт полетов в качестве КВС самолетов отечественного производства, должен выполнить не менее 30 полетов (до 150 часов) в производственных условиях, а пилоты, не имевшие самостоятельного налета в качестве КВС самолета отечественного производства, - 300 часов. По ППЛС А310 а/к "Аэрофлот" эти объемы составляют 500.1500 часов, т.е. в 3.5 раза больше.

Примечание:

В Российской Федерации не существует унифицированной программы повышения квалификации летного состава, направленной на изучение особенностей управления ресурсами экипажа (CRM), при переучивании с воздушных судов отечественного производства с тремя и более членами экипажа на воздушные суда с двухчленным составом экипажа.

Общий налет КВС на самолете А310 составил 1056 часов, из них 1013 - самостоятельно, в качестве командира (утвержден 01 июня 2005 года, приказ №836), то есть стажерский налет, до утверждения в должности КВС, составлял всего 43 часа в течение трех недель. Производственного налета в должности второго пилота самолета А310 КВС не имел. Перед переучиванием на должность командира самолетов типа Ан-24 и Ту-154 КВС имел производственный налет в качестве 2-го пилота на данных типах ВС 2445 часов (с 1983 по 1987 год) и 2930 часов (с 1991 по 2000 год) соответственно.

Примечание:

В 2005 году КВС прошел тестирование психолога авиакомпании и был рекомендован к переучиванию на А310. Однако, проведенная независимая экспертиза материалов психологических обследований выявила ряд личностных особенностей КВС, которые не были отражены в заключении психолога авиакомпании. В частности, было отмечено, что "прогностически он более эффективен на вторых ролях". Подготовка пилотов с подобными личностными особенностями требует: "отработки максимально возможного числа нештатных ситуаций, что переводит их из разряда нештатных, стрессовых в разряд обычных, знакомых, управляемых" и "более длительной выработки и отработки навыков для доведения их до автоматизма".

Общий налет 2-го пилота на А310 составил 158 часов, из них 92 часа - самостоятельно. Он был назначен на должность 2-го пилота 05 мая 2006, приказ №1218, то есть опыт производственных полетов в этой должности составлял около 2-х месяцев.

Таким образом, Комиссия считает, что выявленные личностные особенности КВС, а также фактический уровень подготовки и опыт полетов экипажа на А310, могли оказать существенное влияние на возникновение и развитие особой ситуации.

В ходе предполетной подготовки экипаж в полном объеме получил метеоконсультацию по аэродрому вылета, маршруту полета, аэродрому назначения Иркутск и запасному

аэродрому Братск. Прогнозируемая и фактическая погода не препятствовали принятию решения на вылет по варианту 3 "Продолжительность полета до аэродрома назначения по расчету более 5 часов" Таблицы 1 п.5.5.11.1. НПП ГА-85 при наличии одного запасного аэродрома Братск.

На предполетной подготовке экипажу был представлен предварительный расчет полета, в соответствии с которым расчетное время полета до Иркутска составляло 5ч 25мин, заправка топливом - 33110кг.

Исходя из анализа метеорологической обстановки, КВС принял решение на увеличение заправки до 37200кг.

По окончании предполетной подготовки КВС принял обоснованное решение на выполнение полета.

На предстартовой подготовке отклонений от установленных требований по имеющимся материалам не установлено.

На борту ВС находилось 195 пассажиров (из них 2 - служебных), 2 члена летного экипажа, 6 членов кабинного экипажа (бортпроводников).

Взлет в Домодедово выполнен в 17ч 17мин с ВПП 32 (правая) в конфигурации: предкрылки/закрылки - 15/15 градусов, стабилизаторе, установленном в положение +1,4 градуса, на режиме работы двигателей "flexible".

Взлет, набор высоты и полет по маршруту проходили без отклонений.

В полете использовался автопилот №1 (АП № 2 не использовался из-за его неисправности).

Примечание:

Согласно технической документации, дефект автопилота № 2 проявился 23.06.06. Замена сервопривода руля направления не привела к устранению дефекта, который проявился повторно 04.07.06. Дефект был внесен в перечень отложенных неисправностей со сроком устранения, в соответствии с MEL, не позднее 14.07.06. В процессе выполнения предыдущего полета на данном самолете (Иркутск - Москва) командиром, согласно его докладной, после взлета был отключен из-за неисправности автопилот № 1. Весь полет проходил в штурвальной режиме. При выполнении ТО в Домодедово 07.07.06 дефект не подтвердился. В последнем полете каких-либо отказов автопилота № 1 не зафиксировано.

Первоначально, в 17ч 32мин самолет был выведен на эшелон 8100м. В процессе выполнения полета, по мере уменьшения полетной массы, экипаж занимал более высокие эшелоны до 11100м.

На крейсерском эшелоне в горизонтальном полете экипажем использовался режим AFS

"Profile speed". При попадании в зону турбулентности в 21ч 54мин на 4 минуты экипажем был включен режим поддержания числа М.

Перед входом в зону УВД Иркутска экипаж принял информацию АТИС "Лима" за 22ч 00мин о метеоусловиях на аэродроме: "ветер у земли - 280 градусов 4м/с, видимость 3500, слабый ливневый дождь, облачность сплошная кучево-дождевая 170, температура +11, давление 707мм рт ст или 943 гПа. Состояние ВПП: мокрая, 100%, 2мм, сцепление 0,5".

Для посадочной массы самолета ~114000 кг расчетная потребная дистанция при посадке на мокрую ВПП с применением автоматического торможения колес в режиме LOW без применения реверса тяги двигателей составляет 1850м (FCOM 2.15.30). Располагаемая посадочная дистанция на ВПП 30, с учетом перенесенного входного порога, составляла 2425м. Таким образом, посадочная масса и расчетная посадочная центровка самолета (29,8% САХ) не выходили за установленные ограничения в предполагаемых условиях посадки.

Примечание:

Расчетная потребная посадочная дистанция для фактического посадочного веса, работы системы автоматического торможения в режиме LOW, без использования реверса правого двигателя для состояния ВПП "покрытая водой" (толщина до 6.3 мм) составляла 2000 метров. Использование реверса правого двигателя уменьшало потребную посадочную дистанцию на 75 метров для состояния ВПП "мокрая" и 125 метров для ВПП "покрытая водой".

На аэродроме с курсом посадки 295. работали следующие радиотехнические средства захода на посадку: дальняя и ближняя приводные радиостанции с маркерами, маяк VOR+DME, курсовой маяк системы ILS 295 (глиссадный маяк исключен из регламента из-за переноса порога ВПП, о чем имелся соответствующий NOTAM). Для контроля траектории движения самолета использовался диспетчерский радиолокатор.

Исходя из вышеперечисленных условий, КВС выбрал систему захода на посадку "ОСП с фиксированной ТВГ", при котором необходимые метеоусловия должны быть не хуже: по видимости 2500м и по высоте нижней границы облачности 105м. Выбранная система захода обеспечивала безопасное выполнение посадки в фактических метеоусловиях.

В 21ч 46мин на эшелоне 11100м на скорости 490 км/ч (265 узлов) при прохождении пункта обязательных донесений (ПОД) "Лонка" экипаж на частоте 124,7МГц доложил диспетчеру РЦ Иркутск расчетное время прибытия на схему а/д Иркутск в 22ч 40мин, о запасном аэродроме (Братск) и получил указание диспетчера следовать на эшелоне 11100м до расчетного времени начала снижения для занятия на ПОД "Раздолье" 5700м.

В 22ч 16мин ВС было выведено в расчетную точку начала снижения, о чем экипаж доложил диспетчеру сначала на аварийной частоте, а затем на частоте 124,7МГц, и

получил разрешение на снижение до 5700м на "Раздолье".

Свою ошибку выхода на аварийной частоте второй пилот объяснил: "...ну не переключил. ... Ночь, не высыпаемся", что зафиксировано CVR.

Примечание:

1. Речевая информация бортового самописца сохранилась с 22ч 14мин.
2. На борту ВС на одном комплекте УКВ радиостанции всегда настроена аварийная частота.

В 22ч 16мин 40с экипаж переключил режим работы Profile speed AFS в режим Profile descent и приступил к снижению. В дальнейшем для снижения использовались режимы AFS - Profile descent и Vertical speed. Снижение до высоты 5700 м выполнялось со средней вертикальной скоростью 12 м/сек.

В процессе снижения на высоте 9100м по команде КВС были включены ПОС двигателей, которые находились во включенном состоянии до конца записи.

В 22ч 25мин экипаж доложил о пролете ПОД "Раздолье" на высоте 5700м, принятии информации АТИС "Лима" (для прилета), и был переведен на связь с "Иркутск - Подход" на частоте 125.2 МГц.

Диспетчер подхода подтвердил экипажу местонахождение самолета и разрешил снижение до высоты 2100м.

В процессе снижения на высоте 4200м по команде КВС на 3 минуты была включена ПОС крыла.

В 22ч 32мин экипаж прослушал информацию АТИС "Майк" (для прилета), в соответствии с которой незначительно изменилось направление ветра у земли с 280. на 270., высота нижней границы облаков увеличилась со 170м до 190м. Остальные параметры остались без изменений: скорость ветра 4м/с, видимость 3500м, слабый ливневый дождь, 8 октантов кучево-дождевой облачности.

Примечание:

По данным записей датчиков видимости КРАМС, установленных у порога и на середине ВПП 30, в период времени от 22ч 30мин и до момента происшествия отмечалась видимость 4400 - 5600м.

После прослушивания информации АТИС экипаж доложил о получении информации "Майк", занятии высоты 2100м и запросил заход по приводам.

Примечание:

Замеренный в соответствии с РЭГА РФ-94 коэффициент сцепления на ИВПП (0.5) и заявленные на его основе службами аэропорта условия торможения на ВПП (braking action good), были переданы экипажу в информации "MIKE". Проведенное математическое моделирование аварийной посадки и результаты выполненных ранее летных испытаний показывают, что реализовавшиеся характеристики торможения соответствовали условиям для ВПП "покрытая водой".

Распределение обязанностей в экипаже при заходе на посадку, по данным внутрикабинных переговоров, было следующее: активное пилотирование (PF) - КВС, контролирующее пилотирование и связь (PNF) - второй пилот.

При пересечении эшелона перехода $H=1800\text{м}$ экипаж установил давление 943 гПа и выполнил карту контрольных проверок Approach Check List в соответствии с SOP. После доклада диспетчеру об установке давления аэродрома и снижении до 900м к третьему развороту, экипаж получил разрешение на продолжение захода.

Приблизительно за 5миль до третьего разворота на скорости 413 км/ч (223 узла) и высоте 940м по команде КВС второй пилот выпустил предкрылки на 15.. На скорости 367 км/ч (198 узлов) и высоте 940м закрылки были выпущены также на 15..

В 22ч 36м 46с второй пилот сообщил диспетчеру о нахождении в районе третьего разворота на высоте 900м и получил информацию о нижнем крае облаков 190м, а также разрешение на снижение до высоты 850м к четвертому развороту.

После выполнения с использованием автопилота 3-го разворота, на скорости 325 км/ч (175 узлов) и высоте 920м, второй пилот по команде КВС увеличил угол отклонения закрылков до 20.. Режим AFS был переключен в режим управления по заданным значениям курса и вертикальной скорости.

В 22ч 38м 12с второй пилот доложил диспетчеру о выполнении четвертого разворота на высоте 850м, на что получил указание работать с Вышкой на частоте 118.1 МГц.

После выхода из четвертого разворота перед началом предпосадочного снижения экипаж включил ПОС крыла, которая находилась во включенном состоянии до приземления.

Диспетчер Иркутск-Вышка разрешил экипажу продолжить заход на посадку на ВПП 30. За 2.9 морских мили до точки входа в глиссаду на скорости 275 км/ч (149 узлов), высоте 860м, курсе 313. второй пилот по команде КВС выпустил шасси и перевел рукоятку готовности спойлеров в режим готовности ("заармировал"), а за 1 милю до точки входа в глиссаду довыпустил механизацию в положение: предкрылки 30., закрылки 40., после чего экипаж выполнил карту контрольных проверок "Перед посадкой" (Landing Check List) в соответствии с SOP.

В 22ч 40мин диспетчер "Вышки" проинформировал экипаж: "Сибирь 778, удаление 15, на курсе, подходите к глиссаде".

За 1 милю до фиксированной точки начала снижения второй пилот проинформировал КВС о приближении к точке начала снижения. В соответствии с технологией работы экипажа КВС увеличил на 1 деление заданную высоту ухода на второй круг и приготовил к использованию режим "вертикальной скорости" в продольном канале.

Снижение на предпосадочной прямой выполнялось с использованием навигационного дисплея КВС в режиме VOR, а второго пилота - в режиме ILS, для контроля положения самолета относительно курса с использованием показаний курсового маяка.

КВС управлял автопилотом по боковому каналу рукояткой выбора курса и задатчиком вертикальной скорости в продольном канале.

Автомат тяги двигателей при полете на предпосадочной прямой работал штатно, в режиме стабилизации заданной скорости 255 км/ч (138 узлов), при этом положение рычагов управления обоих двигателей изменялось синхронно и находилось в пределах 45. - 48.³ (9-12° по лимбу), а тяга обоих двигателей составляла 1.04 - 1.06 по EPR. Путевая скорость на предпосадочной прямой составляла в среднем 240 км/час, вертикальная скорость снижения - 3,3м/с.

В 22ч 40мин 18с второй пилот доложил: "Сибирь 7-7-8 снижаюсь, шасси выпущены, к посадке готов", на что получил разрешение диспетчера на выполнение посадки.

В 22ч 42мин 40с на высоте 240м (согласно схеме захода - 245м) на скорости 257км/час (139 узлов) был пройден ДПРМ, о чем второй пилот доложил диспетчеру.

В 22ч 42мин 43с, согласно внутрикабинным переговорам, отмечено, что были включены носовые посадочные фары.

С 22ч 42мин 45с экипаж включил стеклоочистители, звук от работы которых прослушивается на записи речевого самописца.

За 100 футов до подхода к ВПП второй пилот информировал об этом КВС.

В 22ч 43мин 13с на удалении 1500 метров от перенесенного порога ВПП30 на высоте 105м относительно порога ВПП30 экипаж выключил автопилот №1, а еще через 2 секунды отключил автомат тяги. Дальнейшее управление РУД осуществлялось в ручном режиме. После выключения автомата тяги никаких управляющих команд от компьютера управления тягой (ТСС) на самописце не зарегистрировано. Муфты, связывающие автомат тяги с проводкой управления двигателями, были расцеплены и более к проводке управления не подключались, что также подтверждается данными FDR.

В 22ч 43мин 19с был осуществлен пролет БПРМ на высоте 92м по радиовысотомеру и скорости 260км/час (140 узлов) (согласно схеме, высота пролета БПРМ - 96м).

На предпосадочной прямой экипаж контролировал положение ВС относительно заданной траектории снижения посредством сравнения текущей и заданной высоты в зависимости от удаления. Вертикальные и боковые отклонения от заданной траектории своевременно и правильно экипажем исправлялись.

В результате при выходе из облаков ВС находилось на заданной высоте с небольшим отклонением вправо от оси ВПП. При переходе на визуальное пилотирование КВС незначительно отклонил руль высоты на пикирование, что привело к кратковременному увеличению вертикальной скорости и срабатыванию в 22ч 43мин 30с, на высоте 30 метров по радиовысотомеру, сигнала опасного сближения с землей "SINK RATE".

Перемещая синхронно рычаги управления обоих двигателей в диапазоне от 51.6. до 36.6. (малый газ перед приземлением) по записи FDR (0. - 18. по лимбу), КВС выполнял операции по управлению скоростью. В 22ч 43мин 40,5с КВС произвел приземление самолета на скорости 244км/ч (132 узла) с вертикальной перегрузкой 1.2 ед., без крена, на удалении примерно 200-300 метров от перенесенного порога ВПП 30.

Посадочная масса и центровка составляли 113572кг и 29.8% соответственно, что не выходило за установленные пределы.

Примечание:

Экипажем не в полной мере были выполнены действия, предусмотренные SOP ВС А310 а/к "Сибирь" на предпосадочном планировании и при производстве посадки. Так, в соответствии с п. 3.1.7. SOP, при выполнении захода на посадку по неточной системе, экипаж должен был выполнять озвучивание (путем проговаривания вслух) изменения режимов FMA, а также пролет контрольных точек на предпосадочном снижении. Данные операции были выполнены не в полном объеме.

Вторым пилотом не было озвучено достижение высоты принятия решения. Командиром не было озвучено принятие решения на посадку, а также команда на установку посадочного курса на FCU.

Эти недостатки не оказали влияния на производство посадки, однако они свидетельствуют о недостаточной пунктуальности при выполнении экипажем установленной технологии работы.

Сразу после приземления самолета (обжатия основных стоек шасси), при "армированном" положении ручки управления спойлерами, произошел автоматический выпуск всех секций спойлеров (по семь секций на каждой плоскости крыла).

Через 1.5 секунды после касания рычаг управления реверсом (РУР) правого двигателя был переведен КВС на режим "малый реверс", а еще через 3 секунды, после завершения переключки створок реверса, на режим максимальной реверсивной тяги, после чего обратная тяга двигателя стала увеличиваться. В нарушение SOP, доклада второго пилота о завершении переключки створок реверса в рабочее положение (Rev Green) не поступило.

Рычаг управления реверсом левого двигателя экипажем задействован не был.

Примечание:

При эксплуатации самолета А310 с двигателями P&W 4000 не рекомендуется применение рычага управления реверсом двигателя, реверс которого был деактивирован, что не обеспечивает единообразной процедуры управления реверсом в различных случаях (оба работающих реверса и один деактивированный реверс). Каких-либо механических или электронных блокировок, защищающих от ошибочного перемещения в направлении прямой тяги рычага управления двигателем, реверс которого был деактивирован, не предусмотрено.

Раздел TR 02-78 Master MEL и соответствующий раздел MEL а/к "Сибирь", определяющие особенности эксплуатации самолета с деактивированным реверсом, содержат предупреждение, что пилотирующий летчик обязан контролировать положение РУД на "малом газе" в процессе пробеге по ВПП для предотвращения непроизвольного перемещения им РУД в направлении прямой тяги.

Тренировок для отработки данного режима ППЛС а/к "Сибирь" не предусматривает.

В последующем КВС стал перемещать РУР правого двигателя в сторону уменьшения реверсивной тяги. Одновременно с движением РУР правого двигателя, на FDR зарегистрировано изменение положения РУД левого двигателя, которое в 3 приема, в течение 16 секунд, увеличивалось с 36,6. (малый газ, 0.- по лимбу) до 59. (~60% взлетной тяги) (26. - по лимбу).

Следует отметить, что направление и моменты движения РУР двигателя №2 на уменьшение обратной тяги и РУД двигателя №1 на увеличение прямой тяги - совпадают.

Анализ данных записи бортового самописца и результатов исследований показал, что:

- отказов систем самолета и двигателей, включая компьютеры управления двигателями FADEC и компьютер автомата тяги ТСС, которые могли привести к несанкционированному перемещению РУД, не выявлено;
- после отключения автомата тяги и до приземления самолета КВС штатно осуществлял управление тягой двигателей для выдерживания скорости полета путем синхронного перемещения обоих РУД;
- сигнал перемещения РУД и РУР снимается на бортовой параметрический самописец с FADEC, который, в свою очередь, получает сигналы с блока датчиков (резолвера), механически соединенного с рычагами управления двигателями (РУР и РУД) 2 тягами и 3 качалками. Сигналы с резолвера на FADEC

поступают в электронном виде. Обратной связи, с механической частью проводки управления двигателями, FADEC не имеет.

После АП часть динамометрической тяги механической части проводки управления левого двигателя, непосредственно прилегающая к РУД, найдена. Соединения на ней закреплены и законтрены. На основании всех имеющихся данных и проведенного схемного анализа системы управления двигателями инженерно-техническая подкомиссия сделала вывод об исправности механической части проводки управления, так как отказ (разрушение кинематики) системы управления двигателем самолета является крайне маловероятным;

- тяга обоих двигателей, зарегистрированная FDR в процессе пробеге самолета по полосе, соответствует расчетной для зарегистрированного положения РУД/РУР и фактических условий аэропорта Иркутск;
- срабатывание концевых выключателей, отвечающих за автоматическую уборку спойлеров и блокировку включения реверса, которые, фактически, являются дополнительными независимыми датчиками положения РУД, произошло при зарегистрированных положениях РУД левого двигателя, соответствующих заложенным в ТУ величинам (10 и 22 градуса по лимбу соответственно);
- зарегистрированных перегрузок торможения недостаточно для самопроизвольного перемещения РУД вперед, даже при полной неработоспособности фрикциона, обеспечивающего дополнительные усилия на РУД;
- за всю историю эксплуатации не зафиксировано ни одного случая отказов или неисправностей, которые бы привели к взаимному механическому зацеплению проводок управления двигателями.

Попадание посторонних объектов, которые могут образовать "полужесткую связь", работающую только в одном направлении, между проводками управления двух двигателей, является событием практически невероятным в силу принципов, заложенных в конструкцию РУД. Все предыдущие отказы механической части проводки управления двигателями были связаны с заеданием (невозможностью перемещения) проводки по различным причинам.

Таким образом, зафиксированное FDR изменение положения РУД левого двигателя, реверс которого был деактивирован, на увеличение прямой тяги, действительно имело место и стало следствием его непроизвольного неконтрольного перемещения командиром воздушного судна при управлении реверсом тяги правого двигателя в процессе пробеге после посадки.

Результаты экспериментов, проведенных на самолетах А310 с двигателями P&W, показали, что в процессе эксплуатации, из-за ослабления затяжки фрикциона, усилия, необходимые для перемещения рычага управления двигателем, могут значительно уменьшаться, вплоть до ~400г, что практически в 3 раза меньше минимально допустимой величины, приведенной в РТЭ (1.17 кг) и соответствует собственным усилиям трения в проводке управления без дополнительных усилий от фрикциона.

Примечание:

Руководство по технической эксплуатации самолета А310 не предусматривает периодическую проверку и регулировку усилий, необходимых для перемещения РУД. Данные работы выполняются только при необходимости, например, по заявкам экипажей, если они ощущают затруднения при управлении РУД. Записей о подобных затруднениях в бортовом или наземном журналах самолета, потерпевшего авиационного происшествия, обнаружено не было.

Учитывая, что год выпуска и налет данного самолета больше, чем у самолетов, которые участвовали в эксперименте и, принимая во внимание влияние перегрузок торможения со средней величиной 0.17g, которые дополнительно снижают усилия, необходимые для перемещения РУД вперед, можно предположить, что в аварийном полете потребные для перемещения РУД усилия были относительно малы. Наличие тряски и вибраций, характерных для ВПП а/п Иркутск, могли сделать процесс бесконтрольного перемещения РУД вперед еще более незаметным для КВС.

В процессе отработки программы увеличения обратной тяги правого двигателя, максимальная величина которой к 22ч 43мин 54с составила по EPR 1.218, средняя величина продольной перегрузки составляла $\sim 0.17g$ без обжатия тормозных педалей экипажем, что свидетельствует о работоспособном состоянии системы автоматического торможения в режиме LOW (обеспечение торможения с постоянным замедлением - $1.7m/s^2$).

Примечание:

По результатам математического моделирования было установлено, что тяга обоих двигателей, зарегистрированная FDR в процессе пробега самолета по полосе, соответствует расчетной для зарегистрированного положения РУД/РУР и фактических условий аэропорта Иркутск.

Движение самолета по ВПП в полной мере определялось отклонениями рычагов управления и управляющих поверхностей, а также задаваемыми экипажем режимами работы двигателей.

Аэродинамические и тяговые характеристики самолета соответствовали характеристикам самолета-типа. Влияния опасных внешних воздействий на самолет (сдвиг ветра и т.д.) не было.

Перемещение РУД левого двигателя в положение более 10. (по лимбу), в соответствии с заложенной логикой работы, вызвало автоматическую уборку спойлеров, что совпало с моментом достижения максимальной тяги реверса правого двигателя. Уборка спойлеров привела к отключению режима автоматического торможения.

Примечание:

В нарушение SOP, доклада второго пилота об отключении режима автоматического торможения не последовало.

В это время скорость составляла примерно 180км/час (98 узлов) и, за счет большой асимметрии тяги двигателей, создался разворачивающий момент вправо, который КВС начал парировать отклонением левой педали из положения 0. до -30. (упор) с применением принудительного обжатия тормозов. CVR дважды, в 22:43:55 и в 22:44:00, зарегистрировал информацию КВС о применяемом им принудительном торможении колес.

Величина отклонения тормозных педалей составила 14°, что является конструктивным упором. Анализ предыдущих полетов показал, что величина отклонения тормозных педалей на пробеге составляла в среднем 3-5°.

Отключение режима автоматического торможения, уборка спойлеров и увеличение режима работы левого двигателя на прямой тяге привели к уменьшению темпа торможения до 1 м/с².

После авиационного происшествия на правой стороне ВПП, на удалении 1340...1860м от перенесенного порога ВПП30, обнаружены куски резины от разрушившегося протектора авиашины колеса правой тележки шасси.

Местоположение кусков резины соответствует этапу применения экипажем торможения с использованием педалей на скорости 170-165км/ч (92-89 узлов).

Примечание:

Анализ показал, что разрушение протектора одной авиашины на правой основной тележке шасси не повлияло на эффективность торможения тележки в целом. Необходимо также отметить, что MMEL (раздел 01-32) разрешает вылет самолета при неработающем тормозе одного колеса на каждой тележке шасси.

Однозначно установить причину разрушения восстановленного протектора авиашины колеса правой тележки шасси не представилось возможным. Исследования показали, что антиюзловая автоматика в процессе пробега работала штатно.

С 22ч 44мин 01с в течение 2 секунд створки реверса двигателя №2 находились в промежуточном положении, после чего перешли в убранное положение, в котором находились до конца записи.

С 22ч 44мин 05с в течение 10сек положение РУД левого двигателя уменьшилось с 26. до 22. по лимбу, при этом тяга изменилась с 1.21ед. до 1.16 - 1.17 ед. EPR и оставалась в этом положении до конца записи FDR.

Минимальная воздушная скорость на пробеге в период 22:44:00 - 22:44:05 составила

165км/ч (89узлов), после чего начала увеличиваться. С этого момента времени экипаж должен был начать активную работу по распознаванию ситуации, где роль второго пилота, контролирующего скорость и параметры работы двигателя, - первостепенна.

Примечание:

SOP A310 а/к "Сибирь" предусматривает постоянный контроль на пробеге со стороны второго пилота параметров работы двигателей (EGT, N1), а также скорости движения самолета.

Анализ циклограммы работы членов экипажа показывает, что, наиболее вероятно, как минимум до 22:44:15, правая рука КВС находилась на блоке управления двигателями, то есть манипуляции с пультом управления ЕСАМ мог осуществлять только второй пилот, при этом, до указанного момента времени, он не мог видеть положение РУД левого двигателя, так как он был закрыт рукой КВС.

Анализ дальнейшего развития событий показал, что должный контроль за параметрами работы двигателей и скоростью движения самолета на пробеге со стороны членов экипажа и, прежде всего, второго пилота, не осуществлялся.

При обжатии педалей торможения практически до упора, за счет существенной величины прямой тяги левого двигателя, выключения реверса тяги правого двигателя и убранного положения спойлеров сила торможения стала равна суммарной тяге двигателей, скорость стабилизировалась и составляла примерно 180км/ч (98 узлов).

Примечание:

Математическое моделирование показало, что фактическое значение коэффициента сцепления, на участке ВПП, где экипаж применял принудительное (неавтоматическое) торможение (последние 2000 м), соответствовало нормативным значениям для ВПП "покрытая водой" (water covered). Определить состояние первой трети полосы (мокрая или покрытая водой) не представилось возможным из-за использования на данном этапе автоматического торможения в режиме LOW, при котором замедление самолета с заданным темпом достигается при любом состоянии полосы. При значении коэффициента сцепления, соответствующего состоянию полосы "мокрая", на всем протяжении ВПП, самолет останавливался бы в ее пределах даже при наличии фактической прямой тяги левого двигателя, что вызвано существенно большим (примерно в 3 раза) значением коэффициента сцепления для состояния ВПП "мокрая" по сравнению с ВПП "покрытая водой" при скоростях порядка 150-180 км/ч, на которых применялось принудительное торможение самолета на пробеге в аварийном полете. Таким образом, фактическое состояние ВПП явилось одним из факторов, повлиявших на темп гашения скорости и ее величину при выкатывании ВС за пределы ИВПП при фактических действиях экипажа и параметрах движения самолета.

Действующая методика оценки состояния ВПП не позволяет правильно определять

условия торможения для ВПП, покрытых осадками, на скоростях, существенно превышающих скорости выполнения замеров.

В 22ч 44мин 05с после достижения левым РУД положения 22. по лимбу, сработала аварийная сигнализация о неверной конфигурации для взлета, сопровождавшаяся звуковой сигнализацией CRC и световой MASTER WARNING.

В соответствии с логикой работы компьютера, формирующего предупреждения (FWC), срабатывание данной сигнализации должно быть заблокировано на этапе пробега после посадки (10 фаза). Однако, в данном полете, из-за уборки реверса, нахождения самолета на земле при скорости более 70 узлов и положении РУД левого двигателя более 22 градусов по лимбу, FWC штатно перешел в фазу 4 (взлет) с выдачей на левый дисплей ЕСАМ предупреждения о невзлетном положении закрылков, предкрылков и стабилизатора, а также автоматическим отображением страницы ENG на правом дисплее ЕСАМ.

В общем случае SOP и FCOM A310 предусматривают, что, при срабатывании сигнализации ЕСАМ, пилотирующий член летного экипажа должен дать команду непилотирующему летчику на выполнение действий, отображенных на экране ЕСАМ (ЕСАМ actions). Непилотирующий летчик определяет вид сигнализации, зачитывает надписи на экране и подтверждает реальность отказа. Озвучивания командиром ВС и вторым пилотом данных действий при срабатывании аварийной сигнализации, по данным расшифровки внутрикабинных переговоров, не произошло. Время, необходимое для прочтения текстовой информации, которая появилась на экране ЕСАМ в данном случае ("Flaps not in t.o. config, slats not in t.o. config, pitch trim not in t.o. range"), составляет в среднем 7-8 секунд (по результатам проведения тестов с пилотами А310 различной степени подготовки).

В рассматриваемом случае, применительно к намерениям экипажа произвести посадку до полной остановки, ЕСАМ никаких конкретных действий экипажу не предлагала. Фактически, из-за действий экипажа по перемещению одного РУД в положение более 22° TLA, индикация ЕСАМ относилась к этапу взлета при невзлетной конфигурации самолета. С другой стороны, обязательным условием срабатывания данной сигнализации является положение РУД любого двигателя в положении выше 22° TLA, что могло являться подсказкой для экипажа.

Примечание:

FCOM A310 1.9.50 содержит информацию о появлении данной сигнализации при нахождении хотя бы одного двигателя на взлетном режиме без уточнения количественных критериев определения режима как взлетный.

SOP и FCOM A310 не предусматривают каких-либо действий экипажа при срабатывании данного вида сигнализации на пробеге.

На фоне звучания данной аварийной сигнализации, которое продолжалось до конца записи, второй пилот, с третьей попытки, доложил диспетчеру о выполнении посадки. Необходимо отметить, что стандартная технология работы экипажа российских авиакомпаний при выполнении внутренних рейсов предусматривает доклад экипажа диспетчеру о выполнении посадки после торможения до скорости руления. В данном случае скорость самолета значительно превышала скорость руления, и доклад второго пилота мог негативно повлиять на распределение его внимания и затруднить контроль приборов и параметров пробега в период его повышенной загрузки из-за необходимости определить причину срабатывания сигнализации.

В данный момент мог проявиться и сыграть существенную роль психологический фактор, называемый "феномен недоверия", когда пилот не доверяет срабатыванию аварийной сигнализации из-за невероятности, по мнению пилота, ее срабатывания в данных условиях полета или из-за ее ложного срабатывания. Вероятно, этот феномен недоверия явился причиной неадекватной реакции экипажа на сигнализацию "невзлетная конфигурация". Вместо того, чтобы выяснить причину срабатывания сигнализации, экипаж выполняет достаточно длительные действия по очистке экрана ЕСАМ, нажимая на кнопку CLR и RCL, что подтверждается пропаданием и повторным появлением на FDR разовой команды "Невзлетная конфигурация". Данные действия экипажа могли также отвлечь его от контроля показаний приборов работы двигателей и скорости самолета, и, следовательно, повлиять на время распознавания нештатной ситуации.

Только после доклада диспетчеру о посадке, при нахождении самолета в районе 5РД (за 850-800м до окончания бетонной части ВПП), второй пилот на вопрос командира: "Что такое?", ответил: "Обороты растут", на что была дана команда: "Еще раз реверс".

В 22ч 44мин 21с экипаж (наиболее вероятно второй пилот) попытался повторно применить реверс правого двигателя, для чего перевел РУР двигателя на максимальную обратную тягу, однако, в соответствии с конструкцией системы, нахождение РУД левого двигателя на режиме выше 22° по лимбу (более 55° по FDR) вызвало срабатывание блокировки и створки реверса не снялись с замков убранного положения. Правый двигатель остался на прямой тяге малого газа.

Определить причину отсутствия эффекта торможения ВС на пробеге, после попытки повторного включения реверса тяги правого двигателя, экипажу не удалось. Об этом свидетельствуют переговоры экипажа непосредственно перед выкатыванием ВС за пределы ВПП: "Почему?" - "Не знаю".

После попытки повторного применения реверса самолет начал уклоняться влево. Экипаж отклонил правую педаль на угол 15° , что позволило убрать левое боковое уклонение и самолет начал энергично смещаться вправо. Последующее полное отклонение левой педали не позволило предотвратить уклонение самолета вправо. Сход правой основной тележки с ВПП произошел на скорости 182км/ч (98узлов), при этом передняя стойка и левая основная тележка шасси двигались по укрепленному бетонированному участку ВПП. Сход на грунт передней стойки и левой основной тележки шасси произошел в конце

укрепленного бетонированного участка в 22:44:36.

В дальнейшем, до столкновения с бетонным забором и гаражами, движение ВС происходило по глинистому грунту с травянистым покровом.

На удалении 210 м от торца ВПП12 левым двигателем была разрушена часть антенны и деревянного ограждения системы курсового радиомаяка. На удалении 250 м от торца ВПП12 ВС пересекло асфальтобетонную объездную дорогу.

Следы шасси ВС на грунте свидетельствуют о практически прямолинейной траектории движения до момента столкновения с искусственными препятствиями. При этом наблюдается разница между вектором движения ВС и строительной осью самолета, которая составляет приблизительно $6 - 9^\circ$.

Остановка самолета произошла в 22ч 44м 40с после столкновения с железобетонным забором, ограждающим территорию аэродрома и следующими за ним кирпичными постройками (гаражи). Высота железобетонного забора составляет 2.8 м. Место остановки ВС (с $52^\circ 16' 29,35$ в $104^\circ 21' 59,71$) находится на удалении 310 м от торца ВПП12 и 30 м севернее курсовой линии ВПП12, при этом магнитный курс строительной оси самолета составляет 270° . Самолет при столкновении разрушился и загорелся. Уцелевшие элементы конструкции самолета после пожара представляют собой левую и правую плоскости крыльев, заднюю часть фюзеляжа и хвостовое оперение. Разброс обломков самолета отсутствует.

Результаты исследования компьютеров управления двигателями FADEC и характера повреждения двигателей показывают, что, несмотря на команду КВС: "Выключаем двигатели", данную в 22ч 44мин 33с (за 7 секунд до столкновения), двигатели выключены не были. Левый двигатель, в момент столкновения с препятствиями, работал на более высоком режиме, чем правый двигатель.

КВС, как пилотирующий летчик, должен был сам выключить двигатели или дать более четкую команду второму пилоту. Вероятно, что в момент стрессовой ситуации, из-за недостаточной подготовки на данном типе ВС, у обоих пилотов проявился перенос навыков с прежнего типа (Ту-154), где управление двигателями осуществляет бортинженер. То есть, КВС, давая команду и не определив конкретного исполнителя, был уверен, что она будет выполнена бортинженером, в то время как второй пилот также не воспринял эту команду, как адресованную ему.

Таким образом, проведенный анализ показал, что развитие особой ситуации и перерастание ее в катастрофическую произошло из-за некачественного взаимодействия в экипаже на этапе пробега самолета, а также недостаточного опыта выполнения полетов второго пилота в части контроля параметров работы двигателей и скорости ВС на пробеге, что не позволило своевременно и полностью распознать ситуацию и предотвратить катастрофу. Экипаж имел достаточный резерв времени и информации для своевременного

распознавания сложившейся ситуации. Звуковая и световая аварийная предупреждающая сигнализация была неожиданной для экипажа при его намерениях произвести посадку до полной остановки и могла затруднить распознавание сложившейся ситуации. С другой стороны, обязательным условием срабатывания данной сигнализации, является положение РУД любого двигателя в положении выше 22° TLA, что могло являться подсказкой для экипажа.

Результаты проведенного моделирования показали, что если бы после доклада второго пилота "Обороты растут", экипаж убрал РУД левого двигателя на малый газ и повторно применил реверс (в этом случае произошел бы также автоматический выпуск спойлеров), то скорость выкатывания составила бы около 70 км/ч, а если бы данные операции были проведены до 22:44:16, то самолет останавливался бы в пределах ВПП, то есть экипаж имел запас времени более 25 секунд на распознавание нештатной ситуации (с момента начала перемещения РУД левого двигателя).

Анализ инцидентов с похожим сценарием возникновения особой ситуации показал, что в среднем на распознавание ситуации экипажи затрачивали 30-35 секунд от момента начала движения РУД вперед. После распознавания ситуации, во всех случаях, следовал перевод РУД обоих двигателей на малый газ, что позволило предотвратить выкатывания ВС за пределы ВПП на большой скорости.

Анализируя возможные причины, которые, наряду с отсутствием достаточного опыта у второго пилота, могли помешать экипажу в данном случае перевести РУД на малый газ (или выключить двигатели), после определения роста оборотов (в 22:44:19 2П: "Обороты растут"), следует обратиться к результатам психологических тестирований КВС, выполненных в период 2003-2005 годов. Так, при выявленном достаточно высоком уровне развития и функционирования когнитивных (познавательных) функций, также отмечается высокая чувствительности к воздействиям среды и неустойчивость эмоциональных реакций. Личностные особенности КВС, выявленные по результатам психологических тестов, в сочетании с особенностями его понятийного мышления, могли оказать существенное влияние на его поведение в стрессовой ситуации, а именно, вызвать дезорганизацию. Внезапно возникшая нештатная ситуация могла вызвать у КВС острую вегетативную и психо-эмоциональную реакцию, в рамках которой могли быть реализованы только простые высокоавтоматизированные навыки и действия. Интеллектуальная деятельность в таких условиях крайне затруднена, поведение дезорганизовано, хаотично, не опосредуется интеллектом, выглядит как непоследовательный, несвязный, случайный набор действий.

Вывод психологов согласуется с данными FDR и CVR.

Высокоавтоматизированные навыки по выдерживанию направления движения самолета по осевой линии ВПП и принудительное торможение колес были выполнены командиром адекватно, в то время как действия по распознаванию и предотвращению развития особой ситуации (перевод двигателей на малый газ или их выключение) выполнены не были.

В определенной степени на исход аварийного полета могло также оказать влияние состояние преждевременной психической демобилизации, в которое экипаж мог попасть на пробеге после длительного ночного перелета с пересечением 5 часовых поясов и штатно выполненной посадки в своем "родном" аэропорту. Это психическое состояние характеризуется снижением активности пилотов (расслаблением) и снижением уровня нервно-эмоционального напряжения в момент, когда основная деятельность еще не завершена. Несоответствие уровня нервно-эмоционального напряжения требованиям выполняемой деятельности, особенно при усложнении условий полета, становится причиной снижения профессиональной надежности пилотов. Снижается уровень сознательного контроля за параметрами полета и выполняемыми действиями. Пилот предполагает, что основной этап полета уже завершен. Вероятно, после выключения реверса двигателя и начала активного торможения, почувствовав привычный шум и отрицательное ускорение от работы реверса и начала торможения, экипаж попал в отмеченное состояние психической демобилизации. В результате снижения уровня нервно-эмоционального напряжения и его несоответствия требованиям усложняющейся полетной ситуации экипаж не смог своевременно и адекватно действовать даже после того, как обнаружил несоответствие параметров полета (оборотов двигателя, скорости) этапу полета.

В результате разрушения самолета после столкновения с препятствиями возник наземный пожар. Первая пожарная машина прибыла на место АП через 75 секунд после столкновения при расстоянии от АСС 1557 метров. Через 20 секунд с интервалом в 5 секунд подъехали и приступили к тушению пожара еще 3 машины. Оперативность и эффективность пожаротушения была снижена из-за невозможности подъезда машин непосредственно к месту происшествия (мешали забор и гаражи), а также из-за недостаточной мощности лафетных стволов и, как следствие, необходимости развертывания рукавных линий для обеспечения подачи огнегасящей смеси.

В момент столкновения с препятствиями все бортпроводники находились на своих рабочих местах и были пристегнуты привязными ремнями. Эвакуация пассажиров после столкновения производилась вначале только через правую среднюю и левую задние двери. Надувной трап левой задней двери был выпущен, раскрылся, но получил повреждения об острые металлические предметы на земле и потерял несущую способность.

Надувной трап правой средней двери не раскрылся, так как рукоятка двери находилась в положении "DISARMED". Правая задняя дверь изнутри была заблокирована контейнерами из-под бортового питания, сорванными со своих мест в результате столкновения самолета с препятствиями, и была открыта снаружи прибывшими спасателями. Использование передних дверей и левой средней двери для эвакуации было невозможно из-за характера разрушений самолета и возникших очагов пожара в этом районе. В результате аварийно-спасательных работ было эвакуировано и спасено 78 человек, включая трех членов кабинного экипажа.

Из 3 погибших бортпроводников, на момент завершения расследования, был опознан

только один. По заключению СМЭ, его смерть наступила от острого отравления окисью углерода, концентрация карбоксигемоглобина в крови - 85%. У 3-х неопознанных мужчин, среди которых находится еще один бортпроводник, причина смерти - острое отравление угарным газом.

Согласно представленным в комиссию результатам судебно-медицинской экспертизы, из 120 погибших пассажиров у 119 смерть наступила в результате острого отравления окисью углерода в сочетании с недостатком кислорода во вдыхаемом воздухе (в одном случае отравление сочеталось с черепно-мозговой травмой) и 1 пассажирка скончалась от тяжелых травм в сочетании с ожогами тела.

Как уже отмечалось выше, на борту самолета F-OGYP отсутствовало дымозащитное оборудование для бортпроводников, отвечающих за аварийные выходы в средней части салона. Дымозащитное оборудование для бортпроводников в хвостовой части салона было расположено на стенке со стороны пассажирского салона, что не позволяет бортпроводникам быстро достать его в случае необходимости. Анализируя возможное влияние данного факта на эффективность действий бортпроводников в процессе эвакуации пассажиров после авиационного происшествия в условиях сильного задымления пассажирского салона и, как следствие, на тяжесть последствий, необходимо отметить, что существующее дымозащитное оборудование предназначено для тушения пожара в процессе полета.

Порядок и необходимость его применения при проведении аварийной эвакуации не определены. Соответствующих тренировок кабинного экипажа не предусмотрено. По данным экспериментов, проведенных FAA (DOT/FAA/AR-TN99/29), время, которое необходимо бортпроводникам для одевания данного оборудования, составляет от 30 до 60 секунд, при средней величине 50 секунд. В процессе одевания дымозащитного оборудования эффективное руководство эвакуацией со стороны бортпроводников затруднено, что может увеличить время воздействия дыма и/или других токсических газов на пассажиров. После одевания данного оборудования обзор и возможность подачи голосовых команд бортпроводниками могут быть также затруднены. С другой стороны, использование данного оборудования позволяет бортпроводникам, при отсутствии открытого огня, находиться в задымленном помещении более длительное время (фактически эвакуация в аварийном полете продолжалась 60-70 секунд) и оказывать помощь пассажирам, которые ослаблены воздействием угарного газа или других токсических веществ. Таким образом, однозначно определить возможное влияние отсутствия дымозащитного оборудования на эффективность действий бортпроводников и тяжесть последствий авиационного происшествия не представилось возможным. Комиссией подготовлены рекомендации по необходимости создания средств защиты пассажиров и членов экипажа при проведении аварийной эвакуации в условиях задымления салоны.