МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ КОМИССИЯ ПО РАССЛЕДОВАНИЮ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ

ОКОНЧАТЕЛЬНЫЙ ОТЧЕТ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РАССЛЕДОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ПРОИСШЕСТВИЯ

Вид авиационного происшествия Катастрофа

Тип воздушного судна Ан-24РВ

Государственный регистрационный RA-47302

опознавательный знак

Владелец ЗАО «Авиакомпания «Ангара»

Эксплуатант ЗАО «Авиакомпания «Ангара»

Авиационная администрация места Западно - Сибирское МТУ ВТ Росавиации

события

Авиационная администрация по Восточно - Сибирское МТУ ВТ Росавиации

принадлежности ВС

Место происшествия Россия, Томская область, Александровский

район

Координаты местоположения ВС:

060° 37,237′ СШ, 077° 22,735′ ВД

Дата и время 11.07.2011, 04ч 56 мин UTC (11ч 56 мин

местного времени), день.

В соответствии со стандартами и рекомендациями Международной организации гражданской авиации данный отчет выпущен с единственной целью предотвращения авиационных происшествий.

Расследование, проведенное в рамках настоящего отчета, не предполагает установления доли чьей-либо вины или ответственности.

Криминальные аспекты этого происшествия изложены в рамках отдельного уголовного дела.

| CI | писок | СОКРАЩЕНИЙ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В НАСТОЯЩЕМ ОТЧЕТЕ | 3 |
|----|---------------|--|-------|
| Ol | ьщие (| СВЕДЕНИЯ | 8 |
| 1. | | ТИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ | |
| •• | | История полёта | |
| | 1.1. 1.2. | ТЕЛЕСНЫЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ | |
| | 1.2. | ПОВРЕЖДЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА | |
| | 1.3.1 | | |
| | 1.3.1 | | |
| | 1.3.3 | • | |
| | 1.3.4 | 1 | |
| | 1.3.5 | | |
| | 1.3.6 | | |
| | 1.3.7 | , I | |
| | 1.3.8 | Противообледенительная система | 14 |
| | 1.3.9 | 1 | |
| | 1.4. | Прочие повреждения | |
| | 1.5. | Сведения о личном составе | |
| | 1.5.1 | 7 1 | |
| | 1.5.2 | <i>,</i> , | |
| | 1.6. | Сведения о воздушном судне | |
| | 1.7. | МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ | |
| | 1.8. | СРЕДСТВА НАВИГАЦИИ, ПОСАДКИ И УВД | |
| | 1.9. 1.10. | СРЕДСТВА СВЯЗИ | |
| | 1.10. | Бортовые самописцы | |
| | 1.11. | Сведения о состоянии элементов воздушного судна и об их расположении на месте | 41 |
| | | ЕСТВИЯ | 27 |
| | 1.13. | МЕДИЦИНСКИЕ СВЕДЕНИЯ И КРАТКИЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ПАТОЛОГО-АНАТОМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ . | |
| | 1.14. | Данные о выживаемости пассажиров, членов экипажа и прочих лиц при авиационном | |
| | ПРОИСШ | ІЕСТВИИ | |
| | 1.15. | ДЕЙСТВИЯ АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНЫХ И ПОЖАРНЫХ КОМАНД | |
| | 1.16. | Испытания и исследования | |
| | 1.17. | Информация об организациях и административной деятельности, имеющих отношение в | К |
| | | ІЕСТВИЮ | |
| | 1.18. | ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ | |
| | 1.19. | НОВЫЕ МЕТОДЫ, КОТОРЫЕ БЫЛИ ИСПОЛЬЗОВАНЫ ПРИ РАССЛЕДОВАНИИ | 54 |
| 2. | AHA | ЛИЗ | 5 |
| | 2.1. | Описание полета | 56 |
| | 2.1. | АНАЛИЗ РАБОТЫ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ, ЕГО СИСТЕМ И АГРЕГАТОВ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ И РАЗВИТИВ | |
| | | СИТУАЦИИ | |
| | | Анализ технического состояния левого двигателя | |
| | | Анализ технического состояния шарикового подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора | 01 |
| | | рессора левого двигателя | 92 |
| | | Анализ технического состояния топливных трубопроводов левого двигателя | |
| | | Анализ технического состояния фланцев лобового картера, компрессора и камеры сгорания | |
| | | о двигателя | 134 |
| | 2.2.5 | Анализ технического состояния центробежного суфлера ЦС-24 № Г872ВТ9 | . 139 |
| | | Анализ технического состояния агрегатов системы измерения вибрации ИВ-41АМ | |
| | 2.2.7 | Анализ технического состояния крана перекрывного 7686000МА № 457286 | . 149 |
| | | Анализ версий о причинах возникновения пожара | |
| | 2.3. | Анализ работы противопожарной системы | |
| | 2.4. | Анализ действий экипажа при возникновении и развитии особой ситуации | . 167 |
| 3. | ЗАК | ЛЮЧЕНИЕ | 178 |
| 4. | нгл | ОСТАТКИ, ВЫЯВЛЕННЫЕ В ХОДЕ РАССЛЕДОВАНИЯ | 190 |
| •• | 1112/1 | ОСТАТКИ, ВВИВЛЕНИВЕ В АОДЕТАССЛЕДОВАНИИОМЕНДАЦИИ И ПРИНЯТЫЕ МЕРЫ ПО ПОВЫШЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ . | |

Список сокращений, используемых в настоящем отчете

АДТ – автомат дозирования топлива

АЗС – автомат защиты сети

АМСГ – авиационная метеорологическая станция гражданская

АП – авиационное происшествие

АПО – авиационное производственное объединение

AP3 – авиационный ремонтный завод

арт. – артикул

АСК – аварийно-спасательная командаАСР – аварийно-спасательные работы

АССАД – Ассоциация «Союз авиационного двигателестроения»

АТБ – авиационно-техническая база

а/п – аэропорт

БСМТО – Бюро судебно-медицинской экспертизы Томской области

ВД – восточная долгота

ВИАМ – ФГУП «Всероссийский институт авиационных материалов»

ВЛУГА – высшее летное училище гражданской авиации

ВЛЭК – врачебно-летная экспертная комиссия

ВНА – входной направляющий аппарат

ВНИПП – Всероссийский научно-исследовательский институт

подшипниковой промышленности

ВС – воздушное судно

ВС УТЦ – Восточно-Сибирский учебно-тренировочный центр

ВТ – воздушный транспорт

ГА – гражданская авиация

ГГС – громкоговорящая связь

ГОВД - городской отдел внутренних дел

ГосНИИ – Государственный научно-исследовательский институт

ГО и ЧС — гражданская оборона и чрезвычайные ситуации

ГП – Государственное предприятие

ГПЗ - Государственный подшипниковый завод

- главное управление

ГЦ БП ВТ — ФАУ «Государственный центр «Безопасность полетов на

воздушном транспорте»

ДПК – диспетчерский пункт круга

ДПП – диспетчерский пункт подхода

ДПР – диспетчерский пункт руления

ДПУ – диспетчерское переговорное устройство

3AO – закрытое акционерное общество

ЗМКБ – Запорожское машиностроительное конструкторское бюро

ИАРЗ
 Иркутский авиационный ремонтный завод

ИАСинженерно-авиационная служба

ИКАО – Международная организация гражданской авиации

ИКМ – измеритель крутящего момента

КВС – командир воздушного судна

КДП – командно-диспетчерский пункт

КЗ – короткое замыкание

КИИГА – Киевский институт инженеров гражданской авиации

кл. – клемма

КНТОР АП – Комиссия по научно-техническому обеспечению

расследования авиационных происшествий

КТА – контрольная точка аэродрома

КРАП – Комиссия по расследованию авиационных происшествий

КЦПС – координационный центр поиска и спасания

ЛУГА – летное училище гражданской авиации

МАК – Межгосударственный авиационный комитет

МДП – местный диспетчерский пункт

MPCA – микрорентгеноспектральный анализ

МСЧ – медико-санитарная часть

МТ РФ – Министерство транспорта Российской Федерации

МТУ – межрегиональное территориальное управление

МУЗ – муниципальное учреждение здравоохранения

НИЦ – научно-исследовательский центр

н.к. – нервюра крыла

НМО ГА – Наставление по метеорологическому обеспечению

гражданской авиации России

НОТБ – надзор за обеспечением транспортной безопасности

н.с. – нервюра стабилизатора

ОАО – открытое акционерное общество

ОВД – обслуживание воздушного движения

ОВЧ – очень высокая частота (30...300МГц)

ОГБУЗ - областное государственное бюджетное учреждение

здравоохранения

ОИБП и ЛЭ — отдел инспекции безопасности полетов и летной эксплуатации

ООО – общество с ограниченной ответственностью

ОПЛГ – отдел поддержания летной годности

ОППТ – опорный пункт пожаротушения

ОрВД – организация воздушного движения

ОТК – отдел технического контроля

ПАСОП – поисковое и аварийно-спасательное обеспечение полетов

ПДП – передвижной диспетчерский пункт

ПДСП – производственно-диспетчерская служба предприятия

ПКД – производственно-контрольная документация

поз. – позиция

ПО – производственное объединение

ПОС – противообледенительная система

ППЛС – программа подготовки летного состава

ППР – после последнего ремонта

ПСК – поисково-спасательная команда

ПРПА – помощник руководителя полетов на аэродроме

ПРТ – предельное регулирование температуры газов

ПЧ – пожарная часть

РЗГА – Ростовский завод гражданской авиации

РК – разовая команда

РКК – региональная квалификационная комиссия

РПА – руководитель полетов на аэродроме

РПАСОП ГА-91 – Руководство по поисковому и аварийно-спасательному

обеспечению полетов гражданской авиации, издания 1991г.

РПМ – расчет пожарной машины

РПП – Руководство по производству полетов

РПСБ – региональная поисково-спасательная база

РЛЭ – Руководство по летной эксплуатации

РТС – радиотехнические средства

РУ – региональное управление

РУБП – Руководство по обеспечению безопасности полетов

РУД – рычаг управления двигателем

РФ – Российская Федерация

РЭМ – растровый электронный микроскоп

САР – система автоматического регулирования

САХ – средняя аэродинамическая хордаСДП – стартовый диспетчерский пункт

сер. – серия

СНЭ – с начала эксплуатации

СПДГ – спасательная парашютно-десантная группа

СПУ – самолетное переговорное устройство

ССОС – система сигнализации опасного сближения с землей

стр. – стрингер

СУ – силовая установка

СУБП – система управления безопасностью полетов

СФО – Сибирский федеральный округ

СЧК – съемная часть крыла

СШ – северная широта

ТВАК – территориальная ведомственная аттестационная комиссия

ТК – технологическая карта

TO – техническое обслуживание

ТРА – технология ремонта агрегатов

ТРД — технология ремонта двигателя

TC – техническое состояние

ТУ – технические условия

УГАН – Управление государственного авиационного надзора

УВД – управление воздушным движением

УПЛГ – Управление поддержания летной годности

УПРТ – указатель положения рычага топливного

УТЦ – учебно-тренировочный центр

ФАВТ – Федеральное агентство воздушного транспорта

ФАП-128 – Федеральные авиационные правила «Подготовка и

выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации», утвержденные приказом Министерства

транспорта Российской Федерации от 09.11.09 № 128

ФАП МО ГА-2002 – Федеральные авиационные правила «Медицинское

освидетельствование летного, диспетчерского состава,

бортпроводников, курсантов и кандидатов, поступающих в

учебные заведения гражданской авиации», утвержденные

приказом Министерства транспорта России от 22.04.02 № 50

ФАНС – Федеральная аэронавигационная служба

ФАС – Федеральная авиационная служба

ФАУ – Федеральное автономное учреждение

ФГУП – Федеральное государственное унитарное предприятие

ФПС – Федеральная противопожарная служба

ФСБ – Федеральная служба безопасности

ФСНСТ – Федеральная служба по надзору в сфере транспорта

ЦАК ТК – Центральная аттестационная комиссия транспортного

комплекса

ЦГБ
 центральная городская больница

ЦПБ – центр пожарной безопасности

ЦИАМ – ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения

им. П.И. Баранова»

ЦИЛ
 центральная исследовательская лаборатория

ЦНИИ – центральный научно-исследовательский институт

ЦС – центр сертификации

ЦПРС
 центр подготовки руководящего состава

ЦПСАП – центр подготовки и сертификации авиационного персонала

ЧС – чрезвычайная ситуация

шп. – шпангоут

ЭДС – электродвижущая сила

ЭРАТ – эксплуатация и ремонт авиационной техники

HRC — твердость материала по Роквеллу

UTC – скоординированное всемирное время

Общие сведения

11.07.2011, в 04ч 56мин UTC¹ (11ч 56мин местного времени), в районе аэродрома Стрежевой Томской области произошла катастрофа самолета Ан-24РВ RA-47302, принадлежащего и эксплуатируемого ЗАО «Авиакомпания «Ангара».

Для расследования авиационного происшествия приказом заместителя Председателя Межгосударственного авиационного комитета - Председателя Комиссии по расследованию авиационных происшествий № 22/544-Р от 11.07.2011 была назначена комиссия.

В расследовании принимали участие представители Росавиации, ГЦ БП ВТ, ЦИАМ, ВИАМ, АССАД, ГП «Ивченко-Прогресс», АО «Мотор Сич», ВНИПП, ГосНИИ ГА, НИЦ ЭРАТ 4 ЦНИИ МО РФ, ЗАО «Дефектоскопия», ОАО «ЕПК «Самара», ОАО «Арамильский АРЗ», ЗАО «Авиакомпания «Ангара» (с 06.07.2012г. ОАО «Авиакомпания «Ангара»).

Расследование начато - 11.07.2011г.

Расследование закончено - 30.10.2013г.

Предварительное следствие проводится Западно-Сибирским следственным управлением на транспорте Следственного комитета Российской Федерации.

¹ Здесь и далее время UTC

1. Фактическая информация

1.1. История полёта

11.07.2011 на самолете Ан-24РВ RA-47302 выполнялся регулярный пассажирский рейс ИК 9007 по маршруту Томск - Сургут. На борту находилось 33 пассажира, в том числе 1 ребенок, и 4 члена экипажа.

Заявка на использование воздушного пространства подавалась 01.07.2011 для выполнения полета 11.07.2011 (задание на полет № 3507).

Подготовка воздушного судна к полету проводилась перед вылетом 11.07.2011.

Оперативное техническое обслуживание самолета выполнялось 11.07.2011 силами ИАС ООО «Авиакомпания «Томск Авиа» по форме BC+A2+OB, карта-наряд № 1978 от 11.07.2011.

Предполетный осмотр в объеме требований РЛЭ выполнен бортмехаником самолета, о чем имеется соответствующая подпись в карте-наряде № 1978 от 11.07.2011.

Количество топлива TC-1 на борту BC составляло 3500кг и было достаточно для выполнения полета по маршруту Томск - Сургут с учетом выбранного экипажем запасного аэродрома Нижневартовск.

Рассчитанная по имеющимся в материалах расследования полётным документам взлетная масса ВС при вылете из аэропорта Томск составляла ~ 21800 кг, центровка 25,57% CAX, что не выходило за установленные для самолета Ан-24 ограничения.

Примечание:

В соответствии с Решением № 24 — 10 - 068 (№ 1.24.1.3 - 10/79), утвержденным Руководителем Восточно - Сибирского МТУ ВТ ФАВТ 16.10.2010, самолету Ан-24РВ RA-47302 (заводской № 5731032) установлен максимальный взлетный вес 22500 кг.

В соответствии с РЛЭ самолета Ан-24 эксплуатационная центровка самолета составляет 15...33%.

11.07.2011 года экипаж на самолете Ан-24РВ RA-47302 выполнил регулярный пассажирский рейс ИК 9018 по маршруту Нижневартовск - Томск. Данный полет был выполнен экипажем без замечаний.

Члены экипажа перед выполнением указанного рейса прошли предполетный медицинский контроль в здравпункте ОАО «Нижневартовскавиа» 10.07.2011 года в 23:30.

После посадки в аэропорту Томск, 11.07.2011 в 02:25, экипаж под контролем КВС приступил к предполетной подготовке для выполнения регулярного пассажирского рейса ИК 9007 по маршруту Томск - Сургут. Рабочее время членов экипажа к этому моменту составляло 2 часа 55 минут, что не препятствовало выполнению полета по указанному

маршруту. В аэропорту Томск, во время предполетной подготовки, экипаж прошел метеоконсультацию и получил бланк № 2 с прогнозами и фактической погодой аэропортов Сургут, Нижневартовск и Стрежевой.

Фактическая погода и прогнозы данных аэропортов соответствовали требованиям ФАП - 128 и РПП ЗАО «Авиакомпания «Ангара» для принятия решения на вылет.

КВС утвердил рабочий план полета по маршруту Томск – Сургут.

На основании анализа полученных материалов следует, что экипаж в полном объеме прошел предполетную подготовку для полета по маршруту Томск - Сургут и получил необходимую документацию.

Вылет из аэропорта Томск был произведен в 03:10 согласно расписанию.

Взлет, набор эшелона 6000 м и полет по маршруту в течение 1 часа 26 минут (до 04:36) проходили в штатном режиме, без отклонений. В 04:36:15 бортмеханик доложил о загорании светосигнализатора «Стружка в масле левого двигателя». КВС дал команду об усилении контроля за параметрами работы левого двигателя. Экипаж продолжил полет по маршруту.

В 04:40:13, при входе ВС в зону ответственности Нижневартовского УВД, экипаж доложил диспетчеру подхода расчетное время пролета пунктов обязательного донесения СОРЕБ и ДИКАР. Получив необходимые указания от диспетчера «Нижневартовск - Подход», экипаж продолжил полет по маршруту. Дальнейший полет в течение 4 мин 11с проходил в штатном режиме без отклонений.

В 04:44:28, КВС, почувствовав запах гари в кабине, проинформировал об этом экипаж.

Экипаж принял решение на уменьшение режима работы левого двигателя, закрытие отбора воздуха от левого двигателя, снижение и следование на запасной аэродром Нижневартовск. После уменьшения режима работы левого двигателя до малого полетного газа и закрытия отбора воздуха от двигателя, второй пилот запросил снижение для следования на запасной аэродром Нижневартовск.

В 04:45:19 на вопрос диспетчера подхода о причине снижения, экипаж доложил: «302, загорание стружки левого двигателя, падение давления масла в левом двигателе».

Диспетчер подхода разрешил снижение по маршруту до эшелона 4800 метров для следования на запасной Нижневартовск. Экипаж приступил к снижению.

В 04:45:46 бортмеханик доложил: «Командир, падает давление».

В 04:46:02 бортмеханик повторно доложил КВС: «Падает давление масла, три с половиной, ниже трех с половиной. Флюгируем левый двигатель?». КВС принял решение двигатель не выключать.

В 04:46:28 диспетчер подхода спросил экипаж: «302, будете включать сигнал бедствия?». Экипаж включил сигнал бедствия, хотя РЛЭ самолета Ан-24 его включение в данной ситуации не предусмотрено.

Экипаж запросил у диспетчера подхода разрешение на спрямление маршрута и, получив разрешение, взял курс прямо на Нижневартовск. Расчетное время полета до аэропорта Нижневартовск в этот момент составляло 23 минуты, удаление – 116 км.

В 04:47:43 самолет вошел в облачность. Второй пилот по команде КВС включил обогрев ВНА двигателей, крыла и винтов.

С 04:48:14 до 04:48:53 экипаж прослушал информацию АТИС LIMA аэропорта Нижневартовск. Фактическая погода не препятствовала выполнению посадки, и экипаж приступил к подготовке к посадке в аэропорту Нижневартовск.

В 04:49:22, заняв эшелон 4800 метров, экипаж запросил дальнейшее снижение и, получив разрешение на занятие эшелона 1800 метров, продолжил снижение.

В 04:49:43 экипаж приступил к проведению предпосадочной подготовки. Предпосадочная подготовка проводилась под руководством КВС, выполнялся раздел карты контрольной проверки «Перед снижением с эшелона». Все процедуры, связанные с проведением предпосадочной подготовки, экипаж закончил в 04:51:35, на удалении 80км от аэродрома Нижневартовск.

В 04:51:57 КВС дал команду на изменение режима работы правого двигателя: «Правому малый». В 04:52:02 РУД правого двигателя был переведен в положение 16° по УПРТ (полетный малый газ) и последовал доклад «Малый на обоих стоит».

В 04:52:12, на высоте 3600м и удалении 77км от аэродрома Нижневартовск, КВС сообщил: «Опасная вибрация левого двигателя загорелась».

В 04:52:17 бортмеханик спросил: « Φ люгер» и через 0,6с от КВС получил команду: « Φ люгер». Бортмеханик выполнил действия по выключению двигателя и доложил: « Φ люгер».

После выключения левого двигателя экипаж действовал в соответствии с п. 5.1.2 РЛЭ самолета Ан-24: закрыл пожарный кран левого двигателя и выключил генераторы левого двигателя (закрытие отбора воздуха от левого двигателя и включение сигнала «Бедствие» были выполнены экипажем ранее).

В 04:52:59 КВС доложил диспетчеру: «302, двигатель выключили» и, через 6с, КВС, обнаружив визуально пожар левого двигателя, сообщил экипажу: «Пожар, пожар», а затем и бортмеханик доложил: «Пожар».

Экипаж приступил к экстренному снижению и попытался потушить пожар бортовыми средствами пожаротушения, однако все предпринятые действия по тушению пожара успехом не увенчались.

В 04:53:19 КВС доложил диспетчеру «302, пожар в двигателе».

В 04:53:59 КВС принял решение на выполнение вынужденной посадки: «Садимся прямо здесь, где получится».

В 04:54:36 на высоте 1070 метров и приборной скорости 480 км/ч КВС доложил диспетчеру: «302, садимся на воду, горим, 47302».

Самолет продолжал снижение и в 04:56:08 совершил вынужденную посадку на акваторию реки Обь на удалении 17,8 км от КТА аэродрома «Стрежевой» с азимутом 223°.

В результате авиационного происшествия пострадало 26 человек, из них погибло 7 человек.

1.2. Телесные повреждения

| Телесные повреждения | Экипаж | Пассажиры | Прочие лица |
|----------------------------|--------|-----------|-------------|
| Со смертельным исходом | - | 7 | - |
| Серьезные | - | 10 | - |
| Незначительные/отсутствуют | 1/3 | 8/8 | -/- |

1.3. Повреждения воздушного судна

В процессе приводнения на акваторию реки Обь самолет получил значительные повреждения.

1.3.1. Фюзеляж

- кабина пилотов сохранилась практически без повреждений;
- обшивка фюзеляжа, продольный и поперечный силовой набор шп. 1...11,
 стр. 13 0 13 деформированы;
- окантовка грузовой двери деформирована, закрывается и открывается со значительным усилием;
- перегородка между передним багажным отсеком и пассажирским салоном деформирована;
- остекление носовой части фюзеляжа без повреждений;
- обшивка фюзеляжа, продольный и поперечный силовой набор на участке шп. 11...17, стр. 13-0-13 сильно деформированы и частично разрушены. Кресла

первых трех рядов стоят на штатных местах. Рельсы крепления кресел выгнуты вверх, в некоторых местах оторваны от поясов низинок шпангоутов;

- на участке шп. 14...22 фюзеляж значительно сплюснут центропланом, обшивка, силовой набор, в том числе стойки шп. 17 и 20 разрушены;
- на участке шп. 17...28, стр. 14 лев.-0-10 прав., шп. 28...35 слева, шп. 28...37 справа, стр. 10- 0 -10 обшивка фюзеляжа, продольный и поперечный силовой набор отсутствуют полностью. Фюзеляж в зоне шп. 17...37 имеет «раскрытую» форму. Пассажирские кресла отсутствуют;
- сверху вдоль стр. 37 на участке шп. 28...37 фюзеляж «сложился» внутрь от нагрузок форкиля при отделении хвостовой части планера;
- входная и багажная двери отсутствуют. Найдены в районе места приводнения;
- хвостовая часть планера отделились по шп. 37 слева и шп. 35 справа. Стенка и люк шп. 40 вогнуты внутрь в результате воздействия гидроудара при приводнении;
- в акватории приводнения на дне реки обнаружены множественные фрагменты нижних панелей фюзеляжа.

1.3.2. Крыло

- силовой набор крыла видимых повреждений не получил. Кессоны СЧК, мягкие топливные баки не разгерметизировались;
- на носке крыла в районе 4-5 и 6-8 н.к. лев. имеются следы пожара в воздухе: закопчение, «брызги» алюминия. В носке, в районе 7 н.к. лев., пробоина площадью 400x200 мм;
- закрылки в убранном положении, без повреждений. Элероны также без повреждений.

1.3.3. Оперение

- на носке левой половины стабилизатора имеются следы пожара двигателя воздухе: закопчение, «брызги» алюминия, пробоины отделившимися частями мотогондолы (капотами);
- носок правой половины стабилизатора в районе 11 н.с. и его законцовка имеют незначительные повреждения при контакте с подводным препятствием;
- рули высоты и направления на штатных местах, без явных повреждений;
- киль и руль направления механических повреждений не имеют.

1.3.4. Шасси

 правая основная и передняя стойки шасси в убранном положении. Створки шасси имеют повреждения;

- пожар в мотогондоле левой СУ, воздействие высоких температур на силовую конструкцию моторамы и мотофермы привели к потере прочности конструкции. При контакте с водой, двигатель с доворотом сместился назад и сорвал левую основную стойку с замка убранного положения. Под воздействием силы сопротивления воды и столкновения с подводным препятствием разрушился складывающийся подкос стойки и ухо силового цилиндра уборки-выпуска. Стойка ушла назад, разрушив и вывернув вверх хвостовую часть мотогондолы;
- пневматики левой стойки имеют следы воздействия высоких температур;
- на деталях левой стойки шасси имеются следы пожара в воздухе.

1.3.5. Топливная система

- агрегаты, трубопроводы и рукава топливной системы левого двигателя разрушены (утеряны) при приводнении и имеют значительные повреждения от воздействия высоких температур;
- мягкие топливные баки и баки-кессоны СЧК герметичность сохранили. Следов подтекания топлива на нижних панелях центроплана и СЧК не имеется;
- перекрывной (пожарный) кран левой СУ на штатном месте. Подвергался воздействию высокой температуры при пожаре. Положение заслонки крана – открытое.

1.3.6. Система управления

Начиная со шп. 14 система управления самолетом сильно повреждена. На штатных местах сохранились только тяги-качалки по 2-му лонжерону крыла и в хвостовой части фюзеляжа. Тросовая система управления двигателями в фюзеляже и левой мотогондоле разрушена полностью. Кинематическая система управления закрылками не пострадала.

Выполнена натурная выкладка элементов системы управления самолетом. Признаков отказа системы управления нет.

1.3.7. Гидросистема

- в районе центроплана трубопроводы гидросистемы деформированы или разрушены;
- агрегаты гидросистемы, кроме агрегатов гидросистемы в левой мотогондоле,
 находятся на штатных местах, без явных дефектов. Агрегаты и трубопроводы
 гидросистемы в левой мотогондоле деформированы, разрушены или утеряны при приводнении.

1.3.8. Противообледенительная система

В фюзеляже и в районе левой мотогондолы трубопроводы ПОС полностью разрушены. По носкам крыла и стабилизатора трубопроводы сохранились.

1.3.9. Противопожарная система

- баллоны УБШ-2-1 находятся в районе приводнения, имеют следы воздействия высокой температуры при пожаре. Трубопроводы и коллекторы разрушены;
- агрегаты системы в нише левой стойки шасси и в хвостовой части гондолы имеют следы пожара. Трубопроводы и коллекторы деформированы и частично разрушены;
- по первичным признакам (показания манометров, положение сигнализаторов срабатывания) система отработала полностью.

1.4. Прочие повреждения

Повреждений, причиненных другим объектам, нет.

1.5. Сведения о личном составе

1.5.1. Данные о членах летного экипажа

| Должность | Командир воздушного судна |
|-----------------------------|--|
| Пол | Мужской |
| Год рождения | 1963 |
| Класс | II класс линейного пилота ГА |
| Свидетельство пилота ГА | И П № 009939 |
| Дата выдачи свидетельства | 24.01.2008, РКК Восточно – Сибирского |
| | УГАН ФСНСТ |
| Срок действия свидетельства | до 30.12.11 |
| Образование | Балашовское высшее военное авиационное |
| | училище летчиков, 1984. |
| Минимум погоды | Допущен к полетам по метеоминимуму: |
| | - ППП: 60х800 |
| | - для взлета: видимость 400м |
| Общий налёт | 4570ч |
| Налёт на данном типе | 4064ч |
| Налёт в качестве КВС | 1282ч |
| Налёт за последний месяц | 53ч |
| Налёт в день происшествия | 03ч 40 мин |
| Общее рабочее время в день | 05ч 26 мин |
| происшествия | |

| Курсы первоначальной подготовки | 30.10.200728.12.2007 ФГУП «ВС УТЦ» |
|----------------------------------|--|
| | г. Иркутск |
| Курсы повышения квалификации | 12.03.2011 ФГУП «ВС УТЦ» г. Иркутск, |
| | свидетельство № 193-09 |
| Аварийно-спасательная подготовка | |
| - суша | 14.03.2011 ФГУП «ВС УТЦ» г. Иркутск; |
| – вода | 31.09.2010 ФГУП «ВС УТЦ» г. Иркутск. |
| Дата последней проверки: | |
| - техники пилотирования | 10.05.2011, день/ночь, простые метеоусловия, |
| | оценка «пять». Проверяющий: заместитель |
| | командира летного отряда. |
| - самолётовождения | 24.09.2011, день, оценка «пять». |
| | Проверяющий: старший штурман летного |
| | отряда. |
| Тренировка на тренажёре | 06.05.2011 ФГУП «ВС УТЦ» г. Иркутск, |
| | оценка «пять» |
| Предварительная подготовка | 03.07.2011 в полном объеме, включая |
| | маршрут Томск - Сургут под руководством |
| | летного руководителя отдельной авиационной |
| | группы ЗАО «Авиакомпания «Ангара» в |
| | а/п Толмачёво. |
| Предполётная подготовка | 11.07.2011 в а/п Томск перед вылетом в |
| | полном составе экипажа. |
| Принятие решения на вылет | Командиром ВС в а/п Томск по системе |
| | «briefing». |
| Отдых экипажа | Выходные дни 05.07.2011, 09.07.2011 в |
| | профилактории а/п Томск, предполетный |
| | отдых 12 часов в профилактории |
| | а/п Нижневартовск. |
| Медконтроль перед вылетом | 10.07.2011, в 23:30, фельдшером здравпункта |
| | а/п Нижневартовск. |
| Авиационных происшествий и | Не имел |
| инцидентов в прошлом | |

| Пол Мужской Год рождения 1958 Класс II класс линейного пилота ГА Свидетельство ГА II П № 000104 Дата выдачи свидетельства 15.04.1997, РКК Западно – Сибирского РУ ФАС России Срок действия свидетельства до 26.05.2012 Образование Краснокутское ЛУГА - 1983, КИИГА - 1993 Общий налёт 9476ч Налёт на данном типе 5100ч Налёт за последний месяц 67ч 40мин Налёт в день происшествия 03ч 40 мин Общее рабочее время в день происшествия 05ч 26мин происшествия 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка - - суша 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: - - техники пилотирования 05.03.2011, день/ночь, простые метеоусловия, |
|--|
| Класс II класс линейного пилота ГА Свидетельство ГА II П № 000104 Дата выдачи свидетельства 15.04.1997, РКК Западно – Сибирского РУ ФАС России Срок действия свидетельства до 26.05.2012 Образование Краснокутское ЛУГА - 1983, КИИГА - 1993 Общий налёт 9476ч Налёт на данном типе 5100ч Налёт за последний месяц 67ч 40мин Налёт в день происшествия 03ч 40 мин Общее рабочее время в день происшествия 05ч 26мин курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка - суша - суща 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Свидетельство ГА II П № 000104 Дата выдачи свидетельства 15.04.1997, РКК Западно – Сибирского РУ ФАС России Срок действия свидетельства до 26.05.2012 Образование Краснокутское ЛУГА - 1983, КИИГА - 1993 Общий налёт 9476ч Налёт на данном типе 5100ч Налёт за последний месяц 67ч 40мин Налёт в день происшествия 03ч 40 мин Общее рабочее время в день происшествия 05ч 26мин курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка - суша - суша 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Дата выдачи свидетельства 15.04.1997, РКК Западно — Сибирского РУ ФАС России Срок действия свидетельства до 26.05.2012 Образование Краснокутское ЛУГА - 1983, КИИГА - 1993 Общий налёт 9476ч Налёт на данном типе 5100ч Налёт за последний месяц 67ч 40мин Налёт в день происшествия 03ч 40 мин Общее рабочее время в день происшествия 05ч 26мин Курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка - - суща 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода Овласней проверки: |
| ФАС России Срок действия свидетельства до 26.05.2012 Образование Краснокутское ЛУГА - 1983, КИИГА - 1993 Общий налёт 9476ч Налёт на данном типе 5100ч Налёт за последний месяц 67ч 40мин Налёт в день происшествия 03ч 40 мин Общее рабочее время в день происшествия 05ч 26мин Курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Срок действия свидетельства до 26.05.2012 Образование Краснокутское ЛУГА - 1983, КИИГА - 1993 Общий налёт 9476ч Налёт на данном типе 5100ч Налёт за последний месяц 67ч 40мин Налёт в день происшествия 03ч 40 мин Общее рабочее время в день происшествия 05ч 26мин Курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка - суша 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: Повосибирск. |
| Образование Краснокутское ЛУГА - 1983, КИИГА - 1993 Общий налёт 9476ч Налёт на данном типе 5100ч Налёт за последний месяц 67ч 40мин Налёт в день происшествия 03ч 40 мин Общее рабочее время в день происшествия 05ч 26мин Курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка - суша - суша 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Общий налёт 9476ч Налёт на данном типе 5100ч Налёт за последний месяц 67ч 40мин Налёт в день происшествия 03ч 40 мин Общее рабочее время в день происшествия 05ч 26мин Курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; – вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Налёт на данном типе 5100ч Налёт за последний месяц 67ч 40мин Налёт в день происшествия 03ч 40 мин Общее рабочее время в день происшествия 05ч 26мин Курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Налёт за последний месяц 67ч 40мин Налёт в день происшествия 03ч 40 мин Общее рабочее время в день происшествия 05ч 26мин Курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Налёт в день происшествия 03ч 40 мин Общее рабочее время в день происшествия 05ч 26мин Курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; – вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Общее рабочее время в день происшествия Курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| происшествия 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; – вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Курсы повышения квалификации 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; – вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| г. Новосибирск, свидетельство № 60-04 Аварийно-спасательная подготовка - суша 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Аварийно-спасательная подготовка - суша 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| - суша 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| г. Новосибирск; - вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| вода 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Г. Новосибирск. Дата последней проверки: |
| Дата последней проверки: |
| |
| - техники пилотирования 05.03.2011, день/ночь, простые метеоусловия, |
| |
| оценка «пять». Проверяющий: заместитель |
| командира летного отряда |
| - самолётовождения 02.03.2011, день, оценка «пять». |
| Проверяющий: старший штурман летного |
| отряда |
| Тренировка на тренажёре 11.05.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ |
| г. Новосибирск, оценка «пять» |
| Предварительная подготовка 03.07.2011 в полном объеме, включая |
| маршрут Томск - Сургут под руководством |
| летного руководителя отдельной авиационной |

| | группы ЗАО «Авиакомпания «Ангара» в |
|----------------------------------|---|
| | а/п Толмачёво. |
| Предполётная подготовка | 11.07.2011 перед вылетом в а/п Томск в |
| | полном объеме под контролем КВС. |
| Отдых экипажа | Выходные дни 05.07.2011, 09.07.2011 в |
| | профилактории а/п Томск, предполетный |
| | отдых 12 часов в профилактории |
| | а/п Нижневартовск |
| Медконтроль перед вылетом | 10.07.2011, в 23:30, фельдшером здравпункта |
| | а/п Нижневартовск. |
| Авиационные происшествия и | 03.06.2011г авиационный инцидент с ВС |
| инциденты в прошлом | Ан-24 RA-46662: попадание воздушного судна |
| | в зону интенсивных осадков с градом. По |
| | результатам расследования инцидент не был |
| | связан с действиями экипажа. |
| Должность | Бортмеханик |
| Пол | Мужской |
| Год рождения | 1964 |
| Класс | Бортмеханик 1 класса ГА |
| Свидетельство ГА | серия III БМ № 000133, выдано 15.04.1997, |
| | РКК Западно – Сибирского РУ ФАС России |
| Срок действия свидетельства | до 29.12.2011 |
| Образование | Рижский институт инженеров ГА - 1987, |
| | Кировоградское ВЛУГА - 1990 |
| Общий налёт | 9197ч |
| Налёт на данном типе | 9197ч |
| Налёт за последний месяц | 52ч 10мин |
| Налёт в день происшествия | 03ч 40 мин |
| Общее рабочее время в день | 05ч 26мин |
| происшествия | |
| Курсы повышения квалификации | 23.02.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ |
| | г. Новосибирск; свидетельство № 61-02 |
| Аварийно-спасательная подготовка | |
| – суша | 28.01.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ |

| | г. Новосибирск; |
|----------------------------|---|
| – вода | 08.12.2010 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ |
| | г. Новосибирск. |
| Дата последней проверки | 07.02.2011, день, оценка «пять». |
| практической работы | Проверяющий: старший бортмеханик летного |
| | отряда |
| Тренировка на тренажёре | 11.05.2011 ФГУП «ЦПСАП» ФАВТ |
| | г. Новосибирск, оценка «пять» |
| Предварительная подготовка | 03.07.2011 в полном объеме, включая |
| | маршрут Томск - Сургут под руководством |
| | летного руководителя отдельной авиационной |
| | группы ЗАО «Авиакомпания «Ангара» в |
| | а/п Толмачёво. |
| Предполётная подготовка | 11.07.2011 перед вылетом в а/п Томск в |
| | полном объеме под контролем КВС. |
| Отдых экипажа | Выходные дни 05.07.2011, 09.07.2011 в |
| | профилактории а/п Томск, предполетный |
| | отдых 12 часов в профилактории |
| | а/п Нижневартовск. |
| Медконтроль перед вылетом | 10.07.2011, в 23:30, фельдшером здравпункта |
| | а/п Нижневартовск. |
| Авиационных происшествий и | Не имел |
| инцидентов в прошлом | |

1.5.2. Данные о членах кабинного экипажа

| Должность | Бортпроводник |
|-----------------------------|---|
| Пол | Женский |
| Год рождения | 1982 |
| Свидетельство ГА | V БП № 06266, выдано 27.04.2011 ТКК Восточно-Сибирского МТУ ВТ ФАВТ |
| Срок действия свидетельства | до 24.03.2012 |
| Образование | Иркутский государственный университет - 2009, ФГУП «ВС УТЦ» - 2011 |
| Общий налёт | 56ч |
| Налет на данном типе | 56ч |

| Налёт за последний месяц | 31ч 30 мин |
|--------------------------------------|---|
| Налёт в день происшествия | 03ч 40 мин |
| Общее рабочее время в день | 05ч 26мин |
| происшествия | |
| Дата последней проверки практической | 07.06.2011, день, оценка «четыре». |
| работы | Проверяющий: руководитель службы |
| | бортпроводников. |
| Тренировка по программе АСП на | 23.03.2011 ФГУП «ВС УТЦ» г. Иркутск |
| этапе ежегодной подготовки | |
| Тренировка по программе АСП на | 18.02.2011 ФГУП «ВС УТЦ» г. Иркутск |
| этапе водной подготовки | |
| Предполётная подготовка | 11.07.2011 перед вылетом в а/п Томск в |
| | полном объеме под контролем КВС. |
| Отдых экипажа | Выходные дни 05.07.2011, 09.07.2011 в |
| | профилактории а/п Томск, предполетный |
| | отдых 12 часов в профилактории |
| | а/п Нижневартовск. |
| Медконтроль перед вылетом | 10.07.2011, в 23:30, фельдшером здравпункта |
| | а/п Нижневартовск. |
| Авиационных происшествий и | Не имела |
| инцидентов в прошлом | |

По представленным данным экипаж в указанном составе работал с 04.07.2011 года.

Все члены лётного экипажа относятся к категории опытных специалистов. По состоянию здоровья ограничений в летной работе не имели.

При проведении предполётных медицинских осмотров КВС дважды, 09.12.2010 и 06.04.2011, отстранялся от выполнения полетов по состоянию здоровья. Диагнозы: артериальная гипертония первой степени, нарушение ритма (единичные экстрасистолы) и транзиторная артериальная гипертензия соответственно. Причины отстранения КВС от полетов соответствуют диагнозам, указанным в справке ВЛЭК. После проведенного лечения к полетам допускался.

Остальные члены экипажа от полетов не отстранялись.

Трудовая деятельность членов экипажа в ЗАО «Авиакомпания «Ангара» оформлена соответствующими Приказами о приеме на работу.

Нарушений, отклонений и недостатков в подготовке и допуске экипажа к полетам, организации полета со стороны командно-лётного состава ЗАО «Авиакомпания «Ангара» не выявлено.

Условия повседневного быта в месте постоянного базирования: проживание в профилактории а/п Томск. Нарушений режима труда и отдыха не выявлено. По данным медицинской экспертизы признаков алкогольного и наркотического опьянения не обнаружено.

По представленным документам, все обязательные процедуры по допуску к полетам экипажа выполнены.

1.6. Сведения о воздушном судне

| Воздушное судно | Самолет |
|-----------------------------------|---|
| Тип | Ан-24РВ |
| Изготовитель ВС | Киевское АПО |
| Дата изготовления | 29.04.1975 |
| Заводской номер | 57310302 |
| Регистрационный номер | RA-47302 |
| Государство регистрации | Российская Федерация |
| Свидетельство о государственной | № 662, выдано 21.07.2009 Управлением |
| регистрации | эксплуатационной инспекции ФАВТ, срока |
| | действия не имеет. |
| Сертификат летной годности | № 2022100035, выдан 29.10.2010 Восточно- |
| | Сибирским МТУ ВТ ФАВТ, со сроком |
| | действия до 26.10.2012. |
| Собственник | ЗАО «Авиакомпания «Ангара» |
| Эксплуатант | ЗАО «Авиакомпания «Ангара» |
| Наработка СНЭ | 48489 часов, 32783 полета |
| Назначенный ресурс и срок службы | 50000 часов, 35000 полетов, 37 лет 6 месяцев |
| | до 29.10.2012 (Решение № 24-10-068/1.24.1.3- |
| | 10/79 от 26.10.2010) |
| Межремонтный ресурс и срок службы | 6000 часов, 5000 полетов, 5 лет 10 месяцев до |
| | 26.10.2012 (Решение № 24-10-068/1.24.1.3- |
| | 10/79 от 26.10.2010) |
| Количество ремонтов | 9 |

| Дата и место последнего ремонта | 26.12.2006, ОАО «ИАРЗ № 403» г. Иркутск ² | | |
|--|--|--|--|
| Наработка ППР | 4909 часов, 2319 полетов | | |
| Остаток назначенного, межремонтного | 1511 часов, 2217 полетов, 1 год 3 мес. 18 | | |
| ресурсов и сроков службы | дней; 1091 час, 2681 полетов. 1 год 3 мес. 15 | | |
| | дней | | |
| Двигатель № 1 (левый) | АИ-24 2 серии | | |
| Заводской номер | № Н49312005, выпущен 27.09.1993 | | |
| | «Запорожский моторостроительный завод» | | |
| Назначенный ресурс, срок службы | 20000 часов, эксплуатируется по ТС, срок | | |
| | службы не ограничен | | |
| Межремонтный ресурс и срок службы | 4000 часов, 9414 циклов в течение 7 лет | | |
| Наработка СНЭ | 6029 часов, 3069 циклов | | |
| Количество ремонтов | 1 | | |
| Дата и место последнего ремонта | 30.01.2009, ОАО «Арамильский АРЗ» | | |
| Наработка ППР | 957 часов, 493 цикла | | |
| Остаток назначенного, межремонтного | 13971 час, | | |
| ресурсов и межремонтного срока службы | 3043 часа, 8921 цикл; 4 года 6 мес. 19 дней | | |
| 05.08.2009г., при наработке СНЭ 5218ч, ППР 145ч, двигатель был досрочно снят с эксплуатации по причине появления стружки на магнитной пробке и фильтре лобового картера. Причиной появления стружки явилось разрушение привода центробежного суфлера. 29.10.2009 года в ОАО «Арамильский АРЗ» двигатель прошел средний (по | | | |
| | | техническому состоянию) ремонт. Устано | влен остаток межремонтного ресурса 3855 часов, |

техническому состоянию) ремонт. Установлен остаток межремонтного ресурса 3855 часов, 9356 циклов. Наработка после ремонта – 812 часов, 430 циклов.

| Двигатель № 2 (правый) | АИ-24 2 серии |
|-----------------------------------|--|
| Заводской номер | № Н47432058, выпущен 31.08.1974 |
| | «Запорожский моторостроительный завод» |
| Назначенный ресурс, срок службы | 22000 часов, эксплуатируется по ТС, срок |
| | службы не ограничен |
| Межремонтный ресурс и срок службы | 4000 часов, 7 лет |
| Наработка СНЭ | 14924 часа, 11223 цикла |
| Количество ремонтов | 5 |

В связи с прекращением деятельности по окончании срока действия Сертификата соответствия ОАО «ИАРЗ № 403» 01.11.2008г. дело ремонта самолета в Комиссию по расследованию не представлено.

| Дата и место последнего ремонта | 19.06.2010 ОАО «РЗГА №412», г. Ростов |
|---------------------------------------|--|
| Наработка ППР | 811 часов, 423 цикла |
| Остаток назначенного, межремонтного | 7076 часов, |
| ресурсов и межремонтного срока службы | 3189 часов, 5 лет 10 мес. 8 дней |
| Вспомогательная силовая установка | PY 19A-300 |
| Заводской номер | № Р533478, выпущена 23.07.1975 |
| | «Тюменским моторостроительным |
| | производственным объединением» |
| Назначенный срок службы | До 18.11.2011 (Технический акт от |
| | 17.11.2010, утверждённый Руководителем |
| | Восточно - Сибирского МТУ ВТ ФАВТ) |
| Межремонтный ресурс и срок службы | 1500 часов, 5000 циклов, 20 лет |
| Наработка СНЭ | 1244 часа, 9584 цикла, 25 лет 11 мес. |
| Количество ремонтов | 2 |
| Дата и место последнего ремонта | 25.07.1992, АРЗ № 421, г. Винница |
| Наработка ППР | 529 часов, 3208 циклов, 18 лет 11 мес. |
| Остаток назначенного срока службы, | 4 месяца 7 дней |
| межремонтного ресурса и срока службы | 971 час, 1792 цикла, 1 год 16 дней |

Самолет и его силовые установки имели достаточный запас ресурса для выполнения полетного задания.

Для проведения исследований с места АП были изъяты:

- двигатель АИ-24 2 серии № H49312005 (левый)
- воздушный винт AB-72 серии 02A № 23Л72;
- перекрывной (пожарный) кран 7686000MA № 457286 с электромеханизмом;
- радиатор воздушно масляный 1313 № 0290473;
- разрушенный фрагмент шланга с накидной гайкой топливной системы самолета;
- блок ИВ-41АМ № 40846, датчик вибрации МВ-25Г № 45599 и показывающие приборы № 61502 (правый), № 60594 (левый) системы ИВ-41АМ контроля вибрации;
- блок распределительных клапанов 781100 № 453091;
- исполнительные блоки БИ-2АЮ №№ 0210837, 0210765, 0897961, 0210901 и блок ССП-7БИС № 0621221;
- автоматы защиты сети (13 штук) противопожарной и топливной систем самолета, фрагменты электропроводов;

- щиток топливной системы;
- электрощиток флюгирования и пожаротушения;
- пульт ППС-2МВК № А51248.

Результаты исследований приведены в разделе 1.16 настоящего Отчета.

1.7. Метеорологическая информация

Метеорологическое обеспечение в аэропортах Томск и Стрежевой осуществляет Автономная некоммерческая организация «Агентство Росгидромета по специализированному гидрометобеспечению» на основании Лицензии № Р/2008/1282/100/Л, выданной Руководителем Росгидромета. Дата первоначальной выдачи 12.03.2008. Дата продления Лицензии 10.11.2009. Срок действия Лицензии до 10.11.2014.

Метеорологическое обеспечение в аэропорту Нижневартовск осуществляет ОАО «Нижневартовскавиа», имеющее Сертификат соответствия от 28.11.2008 № АНО.М 00017, в сферу деятельности которого включено «Метеорологическое обеспечение полетов (включая международные) и органов УВД». Сертификат выдан Начальником Управления радиотехнического обеспечения полетов, электросвязи, модернизации и сертификации со сроком действия до 07.12.2013.

Метеорологическое обеспечение в аэропорту Сургут осуществляет Автономная некоммерческая организация «Ханты-мансийское агентство по специализированному гидрометобеспечению» на основании Лицензии № Р/2010/1715/100/Л от 28.07.2010, выданной Исполняющим обязанности Руководителя Росгидромета со сроком действия до 28.07.2015.

Метеообеспечение при вылете воздушного судна Aн-24PB RA – 47302, рейс ИК 9007 Томск - Сургут, 11 июля 2011года осуществлял дежурный синоптик АМСГ аэропорта Томск.

С 02:37 до 02:40 КВС получил метеоконсультацию о фактических и ожидаемых метеоусловиях по маршруту полета и на аэродромах Сургут и Нижневартовск согласно НМО ГА- 95 (глава 8 п. 2.1; 2.2; 2.3; 2.5.).

Фактическая погода аэродрома Томск 11.07.2011г.

02:30. Ветер 140°, 4 м/с, видимость более 10км, атмосферных явлений нет, облачность выше 1500м, температура +16°C, атмосферное давление 1006 гПА, прогноз на посадку – без изменений, коэффициент сцепления 0.6.

Фактическая погода аэродрома Сургут 11.07.2011г.

02:30. Ветер 310°, 2 м/с, видимость 7 км, атмосферных явлений нет, значительная облачность с нижней границей 600м, температура +11°C, атмосферное давление 1006 гПА, прогноз на посадку – без изменений, коэффициент сцепления 0.6.

Фактическая погода аэродрома Нижневартовск 11.07.2011г.

02:30. Штиль, видимость 10 км, атмосферных явлений нет, 4 октанта облаков с нижней границей 210м, сплошная облачность высотой 6000м, температура +11°C, атмосферное давление 1005 гПА, прогноз на посадку – без изменений, коэффициент сцепления 0.65.

Прогноз аэродрома Томск 1103/1112 (период действия с 03:00 до 12:00 11 июля 2011г.)

Ветер 120°, 6 м/с порывами 11 м/с, видимость 10км, 4 октанта кучево-дождевой облачности с нижней границей 600м, 8 октантов облачности с нижней границей 2100м. Временами с 03:00 до 12:00 видимость 2000м ливневой дождь, 4 октанта облачности с нижней границей 210м, временами с 03:00 до 12:00 гроза с вероятностью 40%.

Прогноз аэродрома Сургут 1103/1203 (период действия с 03:00 11 июля 2011г. до 03:00 12 июля 2011г.).

Ветер 330°, 6 м/с, видимость 7 км, 7 октантов облачности с нижней границей 450м, 7 октантов облачности с нижней границей 2000м. Временами с 06:00 до 12:00 видимость 4000м ливневой дождь, 4 октанта кучево-дождевой облачности с нижней границей 300м.

Прогноз аэродрома Нижневартовск 1103/1203 (период действия с 03:00 11 июля 2011г. до 03:00 12 июля 2011г.).

Ветер 020°, 6 м/с, видимость 10 км, 7 октантов облачности с нижней границей 600м. Временами с 03:00 до 09:00 видимость 4000м ливневой дождь, дымка, 4 октанта облачности с нижней границей 210м, 7 октантов кучево-дождевой облачности с нижней границей 450м.

Погода по трассе, пункту вылета (аэродром Томск), пункту посадки (аэродром Сургут), запасному аэродрому (Нижневартовск), была обусловлена ложбиной циклона и зоной теплого фронта, смещающегося на восток со скоростью 20-30км/ч. Центр циклона располагался в районе Кокчетава (по данным карты приземного анализа за 00:00 11.07.2011). Теплый фронт с волнами проходил через Новый Васюган, Колпашево, Батурино, Первомайское. Наиболее сложные метеорологические условия – грозы, туманы отмечались в центре циклона.

По трассе Томск - Сургут погода была обусловлена передней частью высотного циклона, на участке Колпашево - Каргасок предполагалось пересечение теплого фронта со слоистообразной и маскированной кучево-дождевой облачностью с высотой верхней

границы 5000...6000м, умеренным обледенением и турбулентностью — согласно прогностической карте особых явлений погоды от 3000м до 7500м на 06:00 (период действия карты с 00:00 до 12:00).

Данные бортовой погоды, поступившие от экипажей воздушных судов, подтверждают прогноз по трассе Томск - Сургут. По наблюдениям метеорологического радиолокатора АМСГ Томск на момент метеоконсультации экипажа отмечалась слоистообразная и маскированная кучево-дождевая облачность с верхней границей 6000м в радиусе 60км от аэродрома Томск.

Фактическая погода аэродрома Стрежевой 11.07.2011г. (ближайшая метеостанция к месту авиационного происшествия).

04:30. Штиль, видимость более 10км, атмосферных явлений нет, облачность сплошная слоистая, слоисто - кучевая высотой 300м, температура +12°C, атмосферное давление 748 мм. рт. ст., влажность воздуха 91%, прогноз на посадку – временами видимость 2000м дымка, вертикальная видимость 90м, коэффициент сцепления 0.6.

04:55. Штиль, видимость более 10км, атмосферных явлений нет, облачность сплошная слоистая, слоисто - кучевая высотой 420м, температура +12°C, атмосферное давление 748 мм. рт. ст., влажность воздуха 91%, прогноз на посадку – временами видимость 2000м дымка, вертикальная видимость 90м, коэффициент сцепления 0,6.

Фактическая и прогнозируемая погода на аэродроме вылета, по трассе Томск - Сургут, на аэродромах назначения и запасном не препятствовала выполнению полета и не повлияла на возникновение и развитие особой ситуации.

1.8. Средства навигации, посадки и УВД

В районе аэродрома Нижневартовск УВД осуществляет Нижневартовский Центр ОВД филиала «Аэронавигация Севера Сибири» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД». Имеет сертификат соответствия № АНО.Ц 000073, дата первоначальной выдачи 15 мая 2007г. Дата продления сертификата 06 мая 2009г. Срок действия сертификата до 25 июня 2014г.

В сферу деятельности Нижневартовского Центра ОВД филиала «Аэронавигация Севера Сибири» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД» включены следующие наименования работ (услуг):

- обслуживание (управление) воздушного движения;
- радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь.

Совмещенный объект КДП (ПРПА+МДП+ДПК+ДПП+ДПР+СДП/ПДП) Нижневартовского Центра ОВД ФГУП «Госкорпорация по ОрВД», установленный на аэродроме Нижневартовск, имеет сертификат годности к эксплуатации № АНО.О 002114, срок действия сертификата до 25 июня 2014г. В сферу действия Совмещенного объекта КДП включены следующие наименования работ (услуг):

- организация ОВД в районе аэродрома;
- обеспечение обслуживания воздушного движения в районе аэродрома, в границах МДП, в зоне взлета и посадки, на летном поле на площади маневрирования аэродрома (исключая перрон).

Все основные и резервные комплекты радиотехнических средств на аэродроме Нижневартовск 11.07.2011 находились в исправном состоянии, отвечали требованиям эксплуатационно-технической документации. Замечаний на работу РТС со стороны службы движения, экипажей ВС и других служб аэродрома не поступало.

1.9. Средства связи

При ведении связи с диспетчером службы УВД экипаж использовал самолетные УКВ-радиостанции «Баклан-20».

Все средства радиосвязи на момент авиационного происшествия 11.07.2011 были работоспособны и обеспечивали устойчивую двустороннюю связь между членами экипажа и диспетчерскими пунктами аэропортов Томск и Нижневартовск.

Отказов радиосвязного оборудования в период, предшествующий АП, не было.

1.10. Данные об аэродроме

Данные об аэродромах не приводятся, так как AП произошло вне пределов аэродрома.

1.11. Бортовые самописцы

Самолет оборудован бортовыми параметрическими регистраторами МСРП-12-96, КЗ-63 и бортовым магнитофоном МС-61Б. В результате АП носители информации не повреждены. Считывание и обработка информации с носителей регистраторов и магнитофона производились в штатном режиме. Информация сохранилась и была использована при расследовании.

1.12. Сведения о состоянии элементов воздушного судна и об их расположении на месте происшествия

Самолет расположен на мелководье реки Обь. Общий вид самолета на месте АП представлен на рис. 1...2.

Место посадки самолета представляет собой мелководье с глубинами от 0,2 до 1 метра, на расстоянии от береговой черты порядка 15 метров. Максимальная высота рельефа в радиусе 5 км от места вынужденной посадки 10 метров, искусственные препятствия отсутствуют. Приводнение ВС произошло с МК = 255°. Место первого

касания и траекторию движения ВС установить не представилось возможным, так как движение происходило по водной поверхности.



Рис. 1. Общий вид самолета на месте авиационного происшествия (против полета).



Рис. 1а. Общий вид самолета на месте авиационного происшествия (вид слева).

Контакт ВС с водной поверхностью произошел на скорости около 240 км/ч с одновременным отделением левой СУ и вырывом левой опоры шасси из ниши. При дальнейшем продвижении ВС столкнулось с подводным препятствием – неровностью дна.

В результате обшивка нижней части фюзеляжа разрушилась. Напор воды имел значительное воздействие, вследствие чего произошло отделение хвостовой части фюзеляжа по шп. 37 слева и шп. 35 справа с вращением его на форкиль. Инерционные нагрузки от крыла самолета вызвали разрушение и значительные деформации верхних панелей фюзеляжа между шп. 14...22.



Рис. 2. Общий вид самолета на месте авиационного происшествия. Вынесен вид разрушения фюзеляжа в средней его части.

Положение найденных фрагментов ВС определялось относительно точки пересечения средней линии крыла с продольной осью самолета.

Позади самолета на удалении 50 метров и правее 3 метра от продолженной линии продольной оси самолета расположен воздушный винт с редуктором и ВНА левого двигателя, пассажирский трап.

Позади самолета на удалении 34 метра и левее 3 метра от продолженной линии продольной оси самолета на глубине 1 метр находится левый двигатель (компрессор, камера сгорания, турбина). Хвостовая часть находится на удалении 20 метров и правее 3 метра от продолженной линии продольной оси самолета.

Впереди на удалении 40 и 50 метров и левее 10 метров от продолженной линии продольной оси самолета расположены два острова, на которых обнаружены обломки панелей пола, декоративной обшивки и пассажирских кресел, а также кожух антенны APK-11, термос и кислородный баллон КБ-3.

Кроки места АП приведены на рис.3.

Состояние и расположение фрагментов конструкции свидетельствует о крейсерской конфигурации ВС: шасси, закрылки и фары в убранном положении.

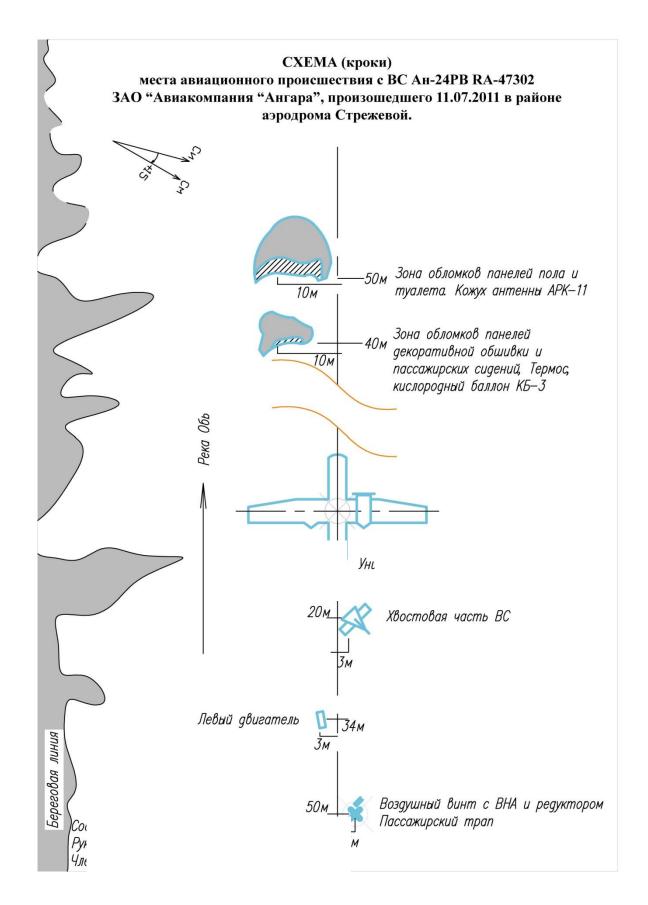


Рис. 3. Кроки места авиационного происшествия.

1.13. Медицинские сведения и краткие результаты патологоанатомических исследований

Анализ имеющихся документов показал, что предполетный медицинский контроль экипажа в полном составе был проведен в медицинском пункте аэропорта Нижневартовск, после чего все были допущены к полетам.

КВС проходил медицинское освидетельствование во ВЛЭК МСЧ ОАО «Аэропорт Иркутск» 29.12.2009 г., 30.12.2010.

По заключению ВЛЭК по ст. 20.2, 21.2, 23.2, 24.2 гр. II ФАП МО ГА-2002 годен к летной работе пилотом, учитывая индивидуальную оценку.

В 2009...2011г.г. полугодовые медицинские осмотры проходил регулярно, допускался к полетам. Дважды, 19.12.2010г. и 06.04.2011г., на предполетном медицинском осмотре отстранялся от полетов по состоянию здоровья. Диагнозы: артериальная гипертония первой степени, нарушение ритма (единичные экстрасистолы) и транзиторная артериальная гипертензия соответственно. Причины отстранения КВС от полетов соответствуют диагнозам, указанным в справке ВЛЭК. После проведенного лечения к полетам допускался. Заключение психолога 11.04.2011г.- средний уровень основных психофизиологических функций.

Отдых, сон за последние сутки перед вылетом в гостинице аэропорта Нижневартовск в благоустроенном номере.

В результате АП не пострадал.

2 пилот проходил медицинское освидетельствование:

- во ВЛЭК ОАО «Новосибирское авиапредприятие» 19.05.2009г.,29.05.2010г.;
- во ВЛЭК ЗАО «Авиапредприятие Ельцовка» 26.05.2011г.

По заключению ВЛЭК по ст. 6.2, 21.2; гр. II ФАП МО ГА-2002 годен к летной работе линейным пилотом, учитывая индивидуальную оценку.

В 2009...2011г.г. полугодовые медицинские осмотры проходил регулярно, допускался к полетам, за медицинской помощью в медицинские учреждения не обращался. Заключение психолога 08.05.2009г. - средний уровень основных психофизиологических функций.

Отдых, сон за последние сутки перед вылетом в гостинице аэропорта Нижневартовск в благоустроенном номере.

В результате АП не пострадал.

Бортмеханик проходил медицинское освидетельствование во ВЛЭК ОАО «Новосибирское авиапредприятие» 25.11.2009г., 29.12.2010г.

По заключению ВЛЭК по ст. 38.2, 39.2, 48.2, 56.2, 63.2 гр. II ФАП МО ГА-2002 годен к работе бортмехаником, учитывая индивидуальную оценку.

В 2009...2011 полугодовые медицинские осмотры проходил регулярно, допускался к полетам. Отстранения от полетов за последние 2 года не было. Обращался за медицинской помощью по поводу простудных заболеваний в марте (с 04 по 12), в мае (с 26 по 31) и в октябре (с 26 по 29) 2010г. Лечение проводилось амбулаторно. По выздоровлению допускался к полетам. Состоит на диспансерном наблюдении у хирурга, отоларинголога, окулиста.

Отдых, сон за последние сутки перед вылетом в гостинице аэропорта Нижневартовск в благоустроенном номере.

В результате АП не пострадал.

Бортпроводник впервые проходила медицинское освидетельствование во ВЛЭК МСЧ ОАО «Международный Аэропорт Иркутск» 24.03.2011г.

По заключению ВЛЭК по гр. III ФАП МО ГА-2002 годна к работе бортпроводником. В 2011г. за медицинской помощью в медицинские учреждения не обращалась.

Отдых, сон за последние сутки перед вылетом в гостинице аэропорта Нижневартовск в благоустроенном номере.

После АП была госпитализирована в МУЗ «Городская больница» г. Стрежевой с диагнозом: переохлаждение.

По данным Акта медицинского освидетельствования от 11.07.2011г. после АП у КВС, 2 пилота, бортмеханика и бортпроводника признаков алкогольного и наркотического опьянения не имеется.

В результате АП погибли 7 пассажиров.

Согласно Заключениям врачей судебно-медицинских экспертов Томского и Стрежевского отделений судебно-медицинской экспертизы ОГБУЗ «БСМТО» № 145 от 31.08.2011, № 146 от 31.08.2011, № 147 от 31.08.2011, № 148 от 31.08.2011, № 149 от 31.08.2011, № 150 от 31.08.2011, № 151 от 31.08.2011 все погибшие пассажиры получили повреждения от ударов тел (частей тел) пострадавших о предметы и выступающие части салона самолета, а также от общего сотрясения тел в момент столкновения ВС с водной поверхностью или грунтом, которые в совокупности представляют собой комплекс повреждений, взаимно отягощающих друг друга. В соответствии с медицинскими критериями определения степени тяжести вреда, причиненного здоровью человека, утвержденными Приказом Минздравсоцразвития РФ от 24.04.2008 № 194н, полученные

повреждения причинили ТЯЖКИЙ ВРЕД здоровью человека, непосредственно создающий угрозу жизни, и привели к смерти.

1.14. Данные о выживаемости пассажиров, членов экипажа и прочих лиц при авиационном происшествии

Погибшие располагались на местах №№ 4Б, 5Б, 5Г, 7В, 8А, 8Б и 8Г и были пристегнуты привязными ремнями. Причины смерти указаны в предыдущем разделе. Схема размещения пассажиров на воздушном судне приведена на рис. 4.

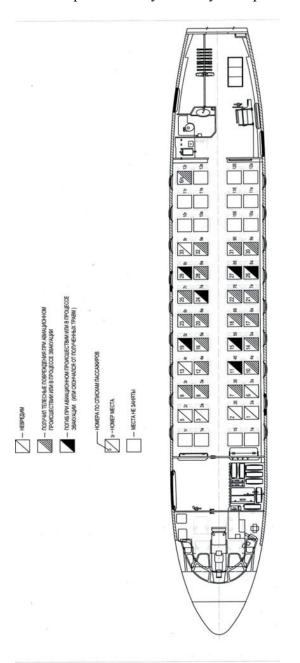


Рис. 4. Схема размещения пассажировна воздушном судне Ан-24РВ RA-47302.

Из 30 членов экипажа и пассажиров, оставшихся в живых, 19 человек были госпитализированы в МУЗ «Городская больница» г. Стрежевой. После прохождения курса лечения все пострадавшие были выписаны из больницы.

Особенностей конструкции ВС, которые могли повлиять на аспекты выживаемости, не выявлено.

1.15. Действия аварийно-спасательных и пожарных команд

Аварийно-спасательные работы производились Службами ПАСОП ООО «Аэропорт «Стрежевой», ОАО «Нижневартовскавиа», а также подразделениями ПЧ г. Стрежевой и ПЧ с. Александровское ГУ «8 отряд ФПС» по Томской области.

В соответствии с требованиями статьи 90 Воздушного Кодекса Российской Федерации, приказов директора ФАС России от 09.04.1997 № 71 «О реализации постановления Правительства РФ от 10.02.1997 № 154», от 30.10.1997 № 233 «Об организации поискового и аварийно-спасательного обеспечения полетов гражданской авиации», от 26.01.1998 № 15 «О введении в действие Положения о ведомственной пожарной охране СПАСОП ФАС России», служба ПАСОП входит в структуру ООО «Аэропорт «Стрежевой», утвержденную Директором ООО «Аэропорт «Стрежевой» 21.08.2008, и функционирует на основании Положения о Службе поискового и аварийно-спасательного обеспечения полетов ООО «Аэропорт «Стрежевой», утвержденного Директором ООО «Аэропорт «Стрежевой» от 28.07.2008 № 12-06.

Штатное расписание Службы ПАСОП ООО «Аэропорт «Стрежевой» утверждено Директором ООО «Аэропорт «Стрежевой» 20.01.2011, согласно которому численность личного состава СПАСОП аэропорта Стрежевой составляет 13 человек.

Начальник СПАСОП прошел специальную подготовку руководящего состава СПАСОП в Институте руководящих работников и специалистов отрасли Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации в 2008 году, Свидетельство № 8956, Сертификат № С-02.02190 от 28.01.2008.

По данным, представленным начальником Службы ПАСОП, 12 человек личного состава СПАСОП и 4 человека руководители АСК аэропорта Стрежевой аттестованы. Выписка из протокола № 4 от 29.06.2011 (ТВАК УГАН НОТБ СФО Ространснадзора).

Все специалисты СПАСОП и руководители АСК в 2008, 2009 и 2010 годах прошли курс обучения в «ЦС СПАСОП ГА» ЦПРС ГосНИИ ГА по «Программе подготовки специалистов по поисковому и аварийно-спасательному обеспечению полетов по специализации «Пожарный-спасатель, водитель пожарной машины, начальник пожарно-спасательной команды и руководитель аварийно-спасательной команды», а также обучение в учебном классе СПАСОП аэропорта Стрежевой по «Программе первоначальной подготовки пожарных, водителей пожарных автомобилей, начальников пожарно-спасательной команды».

ООО «Аэропорт «Стрежевой» имеет Сертификат соответствия № ФАВТ 3С.А.10.00083, утвержденный Руководителем Западно-Сибирского МТУ ВТ ФАВТ, со сроком действия до 23.12.2012, в сферу деятельности которого включено поисковоспасательное, аварийно-спасательное и противопожарное обеспечение полетов.

Служба ПАСОП осуществляет деятельность по поисковому и аварийноспасательному обеспечению полетов в соответствии с «Инструкцией по организации и проведению поисковых и аварийно-спасательных работ на аэродроме и в районе ответственности аэропорта Стрежевой ООО «Аэропорт «Стрежевой», утвержденной Директором ООО «Аэропорт «Стрежевой» 12.08.2009.

В соответствии с РПАСОП ГА-91 п. 1.12 с целью выполнения поисковых и аварийно-спасательных работ на аэродроме и в районе ответственности ООО «Аэропорт «Стрежевой», на предприятии приказами Директора ООО «Аэропорт «Стрежевой» от 20.07.2009 № 100 и Директора ООО «Авиакомпания Томск Авиа» от 05.08.2009 № 124 «Об обеспечении поисковых и аварийно-спасательных работ» создана аварийно-спасательная команда. Непосредственное руководство АСР возлагается на руководителей АСК – инженеров смены АТБ.

Оповещение расчетов АСК производится посредством ГГС «ДПУ». Оповещение АСК осуществляется с рабочих мест диспетчера ПДСП и руководителя полетов аэродрома.

Поисковое, аварийно-спасательное и противопожарное обеспечение полетов в аэропорту «Стрежевой» соответствует требованиям нормативных правовых актов и действующего законодательства Российской Федерации в сфере гражданской авиации.

В соответствии с требованиями статьи 90 Воздушного Кодекса Российской Федерации, приказов директора ФАС России от 09.04.1997 № 71 «О реализации постановления Правительства РФ от 10.02.1997 № 154», от 30.10.1997 № 233 «Об организации поискового и аварийно-спасательного обеспечения полетов гражданской авиации», от 26.01.1998 № 15 «О введении в действие Положения о ведомственной пожарной охране СПАСОП ФАС России», приказа Генерального директора ОАО «Нижневартовскавиа» от 16.04.1991 № 117-а «О создании службы ПАСОП в ОАО» в аэропорту Нижневартовск создана Служба ПАСОП.

Служба ПАСОП функционирует на основании Положения о Службе поискового и аварийно-спасательного обеспечения полетов ОАО «Нижневартовскавиа», утвержденного Генеральным директором ОАО «Нижневартовскавиа» 04.10.2006 № 7-2/5.

Штатное расписание Службы ПАСОП ОАО «Нижневартовскавиа» утверждено приказом Генерального директора ОАО «Нижневартовскавиа» от 29.12.2010 № 587, согласно которому численность СПАСОП составляет 64 человека.

Начальник СПАСОП прошел специальную подготовку руководящего состава СПАСОП (курсы ЦПРС) в 2008 году, Свидетельство № 12-000-0124/7379, протокол ЦАК ТК РФ № 3 от 09.04.2008.

По данным, представленным начальником Службы ПАСОП, 56 человек личного состава СПАСОП аттестованы и имеют статус «Спасателя».

Все специалисты СПАСОП в 2008, 2009 и 2010 годах прошли курс обучения в УТЦ ОАО «Нижневартовскавиа» по «Программе курсов повышения квалификации начальников ПСК, начальников РПМ, водителей автомобиля (пожарного) и пожарных»», а также прошли обучение по «Программе первоначальной подготовки пожарных».

Служба ПАСОП ОАО «Нижневартовскавиа» аттестована на право ведения аварийно-спасательных и других неотложных работ в чрезвычайных ситуациях, что подтверждается Свидетельством от 25.02.2009 № 6-000-0078, выданным Межведомственной комиссией по аттестации аварийно-спасательных формирований, спасателей и образовательных учреждений по их подготовке сроком действия до 25.02.2012.

ОАО «Нижневартовскавиа» имеет Сертификат соответствия № ФАВТ А.10.00352 от 15.10.10г., выданный Управлением организации авиационно-космического поиска и спасания ФАВТ, со сроком действия до 15.10.2012, в сферу деятельности которого включено поисково-спасательное, аварийно-спасательное и противопожарное обеспечение полетов.

Служба ПАСОП осуществляет деятельность по поисковому и аварийноспасательному обеспечению полетов в соответствии с «Инструкцией по организации и проведению поисковых и аварийно-спасательных работ на аэродроме и в районе ответственности ОАО «Нижневартовскавиа», утвержденной ВрИО Руководителя Приобского УГАН ФСНСТ МТ РФ 19.07.2006. Этим же документом создана аварийноспасательная команда.

Оповещение расчетов АСК производится посредством ГГС «Industronic». В качестве резервной системы оповещения применяется резервная ГГС «Industronic». Оповещение АСК осуществляется с рабочих мест диспетчера СПАСОП и руководителя полетов аэродрома.

В соответствии с Приказом Генерального директора ОАО «Нижневартовскавиа» от 22.04.2010 № 194 непосредственное руководство АСР возлагается на руководителей АСК – начальников комплексных смен авиапредприятия.

Поисковое, аварийно-спасательное и противопожарное обеспечение полетов на аэродроме и в зоне ответственности ОАО «Нижневартовскавиа» соответствует требованиям нормативных правовых актов и действующего законодательства Российской Федерации в сфере гражданской авиации.

При анализе качества проведения АСР использовались:

- информация, зарегистрированная параметрическим и звуковым регистраторами самолета;
- запись радиообмена «диспетчер экипаж»;
- магнитофонная запись радиообмена ОВЧ, ГГС диспетчерского пункта «Нижневартовск-Подход»;
- магнитофонная запись телефонных переговоров руководителя полетов;
- магнитофонная запись радиообмена ГГС ДПК, Ива-20 2 канал, ГГС РП, телефон УВД, ДПК Стрежевского центра ОВД;
- объяснительные членов экипажа и личного состава, принимавшего участие в проведении АСР.

Возникновение особой ситуации на борту комиссией определено из результатов дешифрирования информации, зарегистрированной бортовым магнитофоном МС-61. Как следует из радиопереговоров экипажа самолета, в 04:36:16 бортмеханик доложил о загорании лампы «Стружка в масле левого двигателя».

Из магнитофонной записи радиообмена ОВЧ, ГГС диспетчерского пункта «Нижневартовск-Подход» и записи бортового магнитофона МС-61 следует, что самолет вошел в зону ответственности Нижневартовского УВД в 04:40:13.

В 04:44:44 экипаж запросил снижение до 4800м и, получив разрешение диспетчера, приступил к снижению. На запрос диспетчера о причине снижения экипаж в 04:45:29 доложил о загорании лампы «Стружка в масле левого двигателя», падении давления масла в двигателе и в 04:45:41 о принятом решении следовать на запасной аэродром Нижневартовск. В 04:45:47 диспетчер разрешил снижение до 1800м.

В 04:46:29 экипаж включил сигнал «Бедствие», в 04:46:53 доложил «Расчетное время посадки через 23 минуты», и в 04:47:27 диспетчер диспетчерского пункта «Нижневартовск-Подход» по команде РПА объявил тревогу.

В 04:48 начальник смены КЦПС г. Екатеринбург через РПА Нижневартовска объявил сигнал «Тревога» поисково-спасательному воздушному судну Ми-8 RA-22637 от

ОАО «Нижневартовскавиа» с аэродрома Нижневартовск с СПДГ Нижневартовской РПСБ на борту.

В процессе снижения самолета, в 04:52:12, загорелась лампа «Опасная вибрация левого двигателя». По команде КВС бортмеханик выключил двигатель с флюгированием воздушного винта. Из объяснительной КВС: «Я дал команду бортмеханику зафлюгировать левый двигатель кнопкой КФЛ-31, закрыть пожарный кран, продублировать гидрофлюгером. Убедившись визуально, что левый двигатель зафлюгирован, увидел языки пламени из-под капотного пространства и сообщил экипажу о пожаре в левой мотогондоле». Из объяснительной бортмеханика: «... в процессе снижения загорелась лампа «Опасная вибрация левого двигателя» с одновременным отклонением стрелки показывающего прибора ИВ-41 более 6,5g. По команде КВС я зафлюгировал левый двигатель кнопкой КФЛ-37, закрыл пожарный кран, продублировал гидрофлюгером, выключил генераторы левого двигателя. КВС посмотрел на двигатель..., обнаружил пожар в мотогондоле двигателя, сказал пожар, одновременно сработала сигнализация о пожаре и первая очередь пожаротушения».

В 04:53:19 КВС доложил диспетчеру о пожаре левого двигателя и в 04:53:43 о принятии решения об экстренном снижении и следовании на аэродром Нижневартовск. В 04:54:03 КВС принял решение о посадке на воду «На воду и куда угодно», а в 04:54:36 доложил об этом диспетчеру: «Садимся на воду, горим».

В 04:54 в КЦПС поступило сообщение от РПА Нижневартовска о пожаре левого двигателя и принятии КВС Ан-24РВ RA-47302 решения произвести посадку на воду.

Для определения места происшествия РПА Новосибирска перенацелил самолет Як-40 RA-87251, выполнявший облет РТС в районе Новосибирска. КВС самолета Як-40 доложил об обнаружении ВС Ан-24: самолет частично разрушен и находится на мелководье, возле самолета наблюдает людей и катера.

В 04:55 руководителем Стрежевского центра ОВД филиала «ЗапСибаэронавигации» в аэропорту Стрежевой была объявлена тревога аварийно-спасательным командам аэропорта. Сбор аварийно-спасательных команд в аэропорту Стрежевой произведен на перроне в нормативное время.

После получения информации от руководителя полетов по ГГС, диспетчером ПДСП согласно схеме оповещения расчетов АСК, взаимодействующих сил и средств аэропорта Стрежевой были оповещены городская пожарная часть, скорая медицинская помощь, ФСБ, городская администрация, отдел ГО и ЧС, городская прокуратура и ГОВД.

В 04:55:33 РПА «Нижневартовск» объявил тревогу и сбор аварийно-спасательному расчету в расчетном месте.

В 04:56:52 диспетчер ДПК Стрежевского центра ОВД доложил о пропадании метки на азимуте 235° и удалении 14км от аэродрома Стрежевой.

В 04:58:03 РПА аэропорта Нижневартовск сообщил о пропадании метки на азимуте 123° и удалении 63км от аэродрома Нижневартовск.

Согласно информации, зарегистрированной системой МСРП-12-96 и магнитофоном МС-61, приводнение самолета произошло в 04:56:08.

После приводнения, по команде КВС, экипаж начал эвакуацию пассажиров. Из объяснительной бортпроводника: «...после остановки самолета хлынула вода. Я осмотрела салон и поняла, что к аварийным выходам в хвостовой части пройти невозможно. Крикнула «Отстегнуть ремни, оставить все, вперед на выход». Сама с пассажиром, который сидел рядом, стала открывать дверь в 1-ом багажнике, но она была заблокирована. Пилоты открыли дверь из кабины, люк в кабине и стали эвакуировать пассажиров через люк... Залезли на крышу и увидели, что ближе к хвостовой части есть какой-то проход. Попрыгали туда и мужчины стали нырять и вытаскивать пострадавших, а я с пассажиром-помощником и рыбаками вытаскивать их на берег. Несколько были уже мертвы... Через какое-то время почти всех пассажиров удалось пересадить на лодки и баржи, за исключением тех, кого передвигать было запрещено. Берег покинула по приказу КВС тогда, когда последних пассажиров загрузили в вертолеты».

В 05:00 решением директора ООО «Аэропорт «Стрежевой» был создан оперативный штаб поисково-спасательных работ в количестве 11 человек. Руководителем оперативного штаба были даны указания аварийно-спасательным командам и ПДСП об организации встречи и доставки пострадавших в ЦГБ. Работниками аэропорта была организована перегрузка пострадавших и погибших из вертолетов в автомобили скорой помощи и милиции и отправка в г. Стрежевой.

Из доклада начальника Александровского гарнизона пожарной охраны.

В 05:20 поступило сообщение об аварийной посадке самолета Ан-24 в районе поселка Медведево Александровского района. С ПЧ г. Стрежевого к месту АП немедленно были отправлены пожарный автомобиль АЦ-40 с расчетом 4 человека и автомобиль «Газель», укомплектованный аварийно-спасательным оборудованием. С ПЧ с. Александровское к месту АП был направлен пожарный автомобиль с расчетом 4 человека.

Для доставки к месту АП автомобилей ПЧ, автобуса, ОППТ г. Стрежевого (ЦПБ ОАО «Томскнефть») с Колтогорского причала были использованы 3 парома: ТНГ-208 (2

человека), ТНГ-271 (4 человека) и ТНГ-42 (4 человека) ООО «Речное пароходство» г. Стрежевой.

С целью извлечения пострадавших из самолета и оказания им первой помощи на месте АП работали местные рыбаки и экипаж ТНГ-271. Была произведена погрузка пострадавших на ТНГ-42 и их перевозка в Колтогорск к машинам скорой помощи. Всего с места АП было эвакуировано 25 человек, в том числе 2 погибших на месте АП и 1 человек скончался в больнице. По состоянию на 20:00 11.07.2011г. 1 человек считался пропавшим без вести. Через 2 дня после АП погибший был обнаружен водолазами в районе отделившейся хвостовой части самолета и отправлен вертолетом в больницу г. Стрежевой.

Для проведения поисковых и аварийно-спасательных работ, связанных с АП, было задействовано 3 вертолета ОАО «Нижневартовскавиа».

- 1. Вертолет Ми-8T RA-22637
- 05:23 взлет на поиск из аэропорта Нижневартовск с группой спасателей в количестве 7 человек;
 - 05:43 прибытие на место АП;
 - 06:03 взлет с места АП с пострадавшими пассажирами в количестве 5 человек;
 - 06:15 прибытие в аэропорт Стрежевой;
 - 06:25 взлет из аэропорта Стрежевой на место АП;
- 06:45 взлет с места АП в аэропорт Нижневартовск. На борту находилось 7 человек (медицинские работники, спасатели).

Перевезено:

- спасателей 7+7=14 человек;
- пострадавших 5 человек.
- 2. Вертолет Ми-8Т RA-25205
- 05:30 взлет из аэропорта Нижневартовск в район АП с группой спасателей в количестве 14 человек;
 - 05:58 прибытие на место АП;
- 06:08 взлет с места АП в Нижневартовск с экипажем самолета в количестве 3 человек и погибшими в количестве 3 человек;
 - 06:35 прибытие в аэропорт Нижневартовск;
- 07:30 взлет из аэропорта Нижневартовск в аэропорт Стрежевой с погибшими на борту;
 - 08:00 прибытие в аэропорт Стрежевой;
 - 08:20 взлет из аэропорта Стрежевой на место АП;

- 08:28 прибытие на место АП;
- 08:32 взлет с места АП в аэропорт Нижневартовск со спасателями в количестве 13 человек;
 - 09:00 прибытие в аэропорт Нижневартовск.

Перевезено:

- экипаж самолета Ан-24, потерпевшего бедствие 3 человека;
- погибшие 3 человека;
- спасатели 14+13=27 человек.
- 3. Вертолет Ми-8Т RA-24133
- 06:55 взлет из аэропорта Нижневартовск в район АП с группой спасателей и водолазов в количестве 8 человек;
 - 07:25 прибытие на место АП;
- 10:10 взлет в аэропорт Нижневартовск после выполнения работ водолазами и спасателями;
 - 10:40 прибытие в аэропорт Нижневартовск.

Перевезено:

- водолазы, спасатели - 8+8=16 человек.

Количество привлеченного личного состава СПАСОП ОАО «Нижневартовскавиа» - 19 человек.

1.16. Испытания и исследования

В ходе расследования был установлен факт возникновения пожара левого двигателя в воздухе.

С целью установления причин возникновения пожара, а также анализа работы системы пожаротушения, с места АП были изъяты и переданы на исследование следующие агрегаты и детали:

- двигатель АИ-24 2-ой серии № H49312005 (левый);
- воздушный винт AB-72 серии 02A № 23Л72;
- перекрывной (пожарный) кран 7686000MA № 457286 с электромеханизмом;
- радиатор воздушно масляный 1313 № 0290473;
- разрушенный фрагмент шланга с накидной гайкой топливной системы самолета;
- блок ИВ-41АМ № 40846, датчик вибрации МВ-25Г № 45599 и показывающие приборы № 61502 (правый), № 60594 (левый) системы ИВ-41АМ контроля вибрации;

- блок распределительных клапанов 781100 № 453091;
- исполнительные блоки БИ-2АЮ №№ 0210837, 0210765, 0897961, 0210901;
- блок ССП-7БИС № 0621221;
- автоматы защиты сети (13 штук) противопожарной и топливной систем самолета, фрагменты электропроводов.
- пульт управления топливной системой;
- пульт флюгирования и пожаротушения;
- пульт ППС-2МВК № А51248.

Техническими заданиями на исследование предусматривалось.

- 1. Выполнить исследование двигателя АИ-24 2-ой серии № H49312005, втулки воздушного винта AB-72 серии 02A № 23Л72, агрегатов самолета Aн-24PB RA-47302 (57310302) с целью определения их технического состояния, работоспособности и причин возникновения пожара в двигателе.
- 2. Определить признаки включенного (выключенного) состояния ламп накаливания светосигнализаторов пульта противопожарной системы, пульта управления топливной системы.
- 3. Выполнить схемный анализ с целью определения возможных причин позднего срабатывания световой и звуковой сигнализации о пожаре левого двигателя самолета.

Исследованиями, проведенными специалистами ГЦ БП ВТ (Заключение № 9483-АК/103 по результатам специальных исследований двигателя АИ-24 2 серии Н49312005 самолета Ан-24РВ RA-47302 в связи с авиационным происшествием, происшедшим 11.07.2011 (далее Заключение ГЦ БП ВТ)), установлено.

Радиатор воздушно - масляный 1313 № 0290473, блок распределительных клапанов 781100 № 453091; центробежный суфлер ЦС-24 № Г872ВТ9, масляный агрегат МА-24, автоматы защиты сети, фрагменты электрических проводов, исполнительные блоки БИ-2АЮ №№ 0210837, 0210765, 0897961, 0210901 и блок ССП-7БИС № 0621221 признаков отказов, оказавших влияние на возникновение и развитие аварийной ситуации на самолете Ан-24РВ RA-47302 в полете 11.07.2011, не имеют.

Развитие аварийной ситуации на самолете Ан-24РВ RA-47302 в полете 11.07.2011 началось с разрушения шарикового подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора левого двигателя АИ-24 2-ой серии № Н49312005, что вызвало раскрытие фланцевого стыка между корпусами компрессора и камеры сгорания.

Процесс разрушения подшипника был своевременно диагностирован загоранием светосигнализатора «Стружка в масле левого двигателя».

В результате проведенного исследования излома трубопровода подачи топлива от подкачивающего насоса двигателя БНК-10И в коллектор пускового топлива и к насосу датчику НД-24М было установлено, что разрушение имеет усталостный характер и произошло в области малоцикловой усталости при высоком уровне внешней нагрузки.

Процесс зарождения и развития разрушения трубопровода был кратковременным и не связан с закономерными условиями нагружения трубопроводов в условиях эксплуатации. Характер разрушения трубопровода указывает на то, что оно произошло в полете самолета в условиях повышенной тряски, вызванной разбалансировкой ротора компрессора. При появлении первых сквозных участков на стенке трубопровода началась подача топлива в мотогондолу, что в условиях раскрытия стыка между корпусами компрессора и камеры сгорания двигателя вызвало его воспламенение.

Результаты исследования перекрывного (пожарного) крана 7686000МА № 457286, не закрывшегося в процессе развития аварийной ситуации, показали, что он работоспособен. Как было установлено Комиссией на полевом этапе расследования, автомат защиты сети пожарного крана находился в сработанном (выключенном) положении. Это указывает на то, что сигнал на закрытие крана при постановке переключателя в выключенное положение экипажем не прошел, наиболее вероятно, из-за короткого замыкания в электропроводке, вызванной пожаром.

Металлографический анализ электрических жгутов проводки показал наличие сквозного проплавления с образованием отдельных конгломератов. Это указывает, что величина температурного воздействия на жгуты была не менее температуры плавления меди (1084°C). Появление такой температуры на проводах электрожгутов, наиболее вероятно, связано с короткими замыканиями, вызванными пожаром.

Исследование фрагмента топливного шланга 24-6100-270 (подачи топлива к фильтру грубой очистки) показало, что разрушение шланга произошло в результате перегрузок, возникших при приводнении самолета.

Исследование агрегатов виброаппаратуры ИВ-41АМ показало, что в паспорте на датчик вибрации МВ-25Г № 45599 (левый) имеется запись о результатах контроля датчика в ремонте, согласно которой чувствительность датчика при вибрации с частотой 250 Гц составляет 73 мВ/мм · Гц. Согласно ТРА ИВ-41/77-13 ОАО «РЗГА № 412» и ОАО «ИАРЗ № 403» чувствительность датчика вибрации МВ-25Г должна находиться в пределах 61,5…67,5 мВ/мм · Гц.

Повышенное, не предусмотренное ТРА ИВ-41/77-13, значение чувствительности датчика МВ-25Г могло привести к запаздыванию сигнала о повышенной вибрации на исследуемом двигателе.

В результате проведенного спектрального анализа установлено, что стружка, скопившаяся в фильтре и канале TCC-24 откачки масла из полости шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора, является продуктами разрушения колец, шариков и сепаратора указанного подшипника.

Внешний вид, размеры и количество металлической стружки показывают, что она является продуктом усталостного разрушения материала деталей шарикоподшипника задней опоры ротора компрессора двигателя.

Металлографический анализ внешнего кольца, внутренних полуколец и шариков шарикоподшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора и маслоотражательного щитка 24-01-237 показал, что материал перечисленных деталей подвергался нагреву до температуры 500°С. Повреждение деталей подшипника связано с первоначальным усталостным разрушением дорожки качения внутреннего полукольца, стоявшего противобазовым, появившимися затем перегрузками и нарушением циркуляции масла из-за заполнения канала его откачки из подшипниковой полости.

В результате трасологического исследования деталей узла шарикового подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора было установлено, что монтаж подшипника в узел корпуса камеры сгорания при выполнении среднего (по техническому состоянию) ремонта двигателя в период с 23.09.2009 по 29.10.2009 в ОАО «Арамильский авиаремонтный завод» был выполнен неправильно.

Шариковый подшипник 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора эксплуатировался в положении, не соответствующем требованиям ремонтной документации - ТРД-АИ-24-03-51 «Монтаж задней опоры ротора компрессора».

Неправильная установка подшипника привела к нарушению расчетных условий его нагружения и, как следствие, к усталостному разрушению наиболее нагруженного внутреннего полукольца.

Установлено, что шлицевой наконечник заднего вала компрессора имеет значительную пластическую деформацию шлицов от кручения в сторону рабочего вращения ротора двигателя. Эта деформация произошла при передаче крутящего момента с вала турбины на вал компрессора в результате заклинивания его ротора от множественных разрушений в опоре и задеваний торцов лопаток компрессора о корпус, обусловленных разрушением шарикового подшипника и раскрытием фланцевого стыка корпуса компрессора с корпусом камеры сгорания.

Деформирование шлицов вала компрессора могло произойти только при неразрушенном вале турбины на работающем двигателе. Разрушения подшипника опоры турбины, лабиринтных колец и дефлектора, трубопроводов маслоснабжения подшипника

турбины, а также стяжных болтов крепления рабочих колец турбины к валу турбины, фрагментарно прошедших по ее газовоздушному тракту, также произошли при работающем двигателе до разрушения вала турбины. Разрушение вала турбины было обусловлено силовым скручивающим актом при сопротивлении вращению со стороны компрессора. После разрушения вала турбины произошло самовыключение двигателя с флюгированием воздушного винта.

Таким образом, согласно Заключению ГЦ БП ВТ, развитие аварийной ситуации в полете 11.07.2011 на самолете Ан-24РВ RA-47302 началось с разрушения подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора левого двигателя АИ-24 2-ой серии № H49312005.

При высоком уровне внешней нагрузки произошло разрушение трубопровода подачи топлива от подкачивающего насоса двигателя БНК-10И в коллектор пускового топлива и к насосу датчику НД-24М. При появлении первых сквозных участков на стенке трубопровода началась подача топлива в мотогондолу, что в условиях раскрытия стыка между корпусом компрессора и камерой сгорания двигателя вызвало его воспламенение.

Исследованиями, проведенными специалистами ЦИАМ с привлечением специалистов ВИАМ (Заключение по исследованию фрагментов деталей двигателя АИ-24 2 серии Н49312005 самолета Ан-24PB RA-47302 (далее Заключение ЦИАМ - ВИАМ)), установлено.

- 1. В результате выполненных исследований фрагментов деталей узлов задней и передней опор ротора компрессора, разрушенного трубопровода подачи топлива от насоса БНК-10И к насосу-датчику НД-24М и пусковым форсункам, термостружкосигнализатора ТСС-24, фланцев корпусов компрессора и камеры сгорания установлено, что все материалы по химическому составу соответствуют требованиям конструкторской документации.
- 2. На основании проведенных исследований можно предположить, что наиболее вероятной причиной возникновения пожара в подкапотном пространстве двигателя явилось усталостное разрушение трубопровода подвода топлива. Развитие трещины в трубопроводе происходило от вибрационных нагрузок в течение нескольких последних полетов самолета Ан-24 PB RA-47302, что подтверждается наличием в усталостном изломе линий отдыха, соответствующих остановкам двигателя. Вероятной причиной разрушения трубопровода является повреждение при проведении ремонтных работ в процессе эксплуатации.

- 3. После разрушения трубопровода в нижней части мотогондолы возник локальный пожар, в результате которого при достижении температуры 180°С и расплавлении легкоплавкой оловянно-кадмиевой вставки произошло срабатывание термостружкосигнализатора ТСС-24 (загорание сигнала «Стружка в масле»). Дальнейшее повышение температуры привело к расплавлению свинцового припоя, соединяющего сетку маслофильтра с корпусом, заплавлению ячеек сетки и коксованию масла на сетке маслофильтра. В результате этого снизилась пропускная способность линии откачки масла от подшипника.
- 4. Вследствие изменения условий смазывания подшипника и нарушения теплового баланса, в подшипнике начала возрастать температура и стал уменьшаться радиальный зазор. Тела качения начинают работать в условиях «теплового распора», что, в свою очередь, при недостаточном охлаждении, привело к еще большему возрастанию температуры в подшипнике и увеличению контактных нагрузок. В результате возрастания температуры в подшипнике выше температуры отпуска материала твердость подшипниковой стали значительно снизилась и произошла раскатка колец (в большей степени внутреннего нагруженного полукольца).
- 5. В процессе разрушения шарикоподшипника произошло изменение центровки ротора компрессора, что привело к повышению нагрузок, действующих на подшипники опор. Повышение нагрузки на передний роликоподшипник явилось следствием нагрева поверхностей качения в подшипнике и заклинивания роликов. По данным металлографических исследований, заклинивание роликов подшипника передней опоры сопровождалось интенсивным разогревом поверхностей роликов и внутреннего кольца до температуры аустенитного состояния стали ШХ15, их пластическим деформированием и подплавлением материала сепаратора.
- 6. В результате разрушения подшипников задней и передней опор ротора компрессора и его торможения в результате касания о статор произошло разрушение вала турбины скручиванием.
- 7. Разрушение болтов соединения фланцев крепления корпуса компрессора с корпусом камеры сгорания, а также фланцев крепления лобового картера с корпусом компрессора и отделение редуктора с воздушным винтом произошло в момент удара двигателя о грунт.

В то же время, исследованиями, проведенными специалистами ЦИАМ (Экспертиза № 200-40 разрушения трубопровода подачи топлива от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам и насосу датчику НД-24М двигателя АИ-24 2 серии Н49312005 самолета Ан-24РВ RA-47302 (далее Экспертиза ЦИАМ)), установлено, что зарождение и

развитие трещин, приведших к разрушению топливного трубопровода от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам и насосу-датчику НД-24М, произошло в условиях чрезвычайно высоких циклических нагрузок, которые могут действовать только в аварийной ситуации, и явилось не причиной, а следствием развития аварийной ситуации.

Данный вывод идентичен выводам, изложенным в Заключении ГЦ БП ВТ, но противоречит выводам Заключения ЦИАМ - ВИАМ.

Как видно, по результатам проведенных исследований были сделаны прямо противоположные и взаимоисключающие выводы, приведенные в таблице 1.

Таблица 1

| | ГЦ БП ВТ | ЦИАМ-ВИАМ | Эксперты ЦИАМ |
|-------------------|---------------------|-------------------------|-------------------|
| Установка | Неправильно | Правильно | |
| подшипника | - | - | |
| Характер | Контактная | Пластическая | |
| разрушения | усталость | деформация с | |
| подшипника | | интенсивным разогревом | |
| | | из-за изменения условий | |
| | | смазывания без | |
| | | признаков контактной | |
| | | усталости | |
| Разрушение | Произошло в области | Развитие усталостной | Произошло в |
| трубопровода | малоцикловой | трещины происходило от | условиях |
| подачи топлива от | усталости в | вибрационных нагрузок в | чрезвычайно |
| подкачивающего | последнем полете | течение нескольких | высоких |
| насоса БНК-10И к | при высоком уровне | последних полетов. | циклических |
| пусковым | внешней нагрузки в | Вероятной причиной | нагрузок в |
| форсункам и | условиях | разрушения | процессе развития |
| насосу датчику | повышенной тряски, | трубопровода является | аварийной |
| НД-24М | вызванной | повреждение при | ситуации |
| | разбалансировкой | проведении ремонтных | |
| | ротора компрессора. | работ в процессе | |
| | | эксплуатации. | |
| Раскрытие | В полете | В момент удара | |
| фланцевого стыка | | двигателя о грунт при | |
| между корпусом | | приводнении самолета | |
| компрессора и | | | |
| камеры сгорания | | | |

Для устранения возникших разногласий Комиссией по расследованию было принято решение о проведении экспертизы, выполнение которой поручено провести специалистам НЦ ПЛГ ВС ГосНИИ ГА.

Экспертиза, проведенная специалистами ФГУП ГосНИИ ГА (Экспертное заключение специалистов ФГУП ГосНИИ ГА по результатам оценки технического состояния деталей двигателя АИ-24 2 серии № H49312005 самолета Ан-24 PB RA-47302 (далее Экспертиза ГосНИИ ГА)), показала.

1. Наиболее вероятной причиной разрушения шарикового подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора явилась его работа с повышенным перекосом колец.

Значительные вторичные повреждения деталей узла задней опоры ротора компрессора не позволили однозначно установить, чем конкретно был обусловлен повышенный перекос колец подшипника. В общем случае повышенный перекос колец мог быть реализован:

- в результате неблагоприятного сложения имевшихся у сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора биений (в пределах ТУ) с биением подшипника, полученным из-за его неправильной установки;
- из-за отклонений от ТУ геометрии сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора.
- 2. Разрушение трубопровода 24-508-826 имеет малоцикловый усталостный характер, произошло в последнем полете под действием переменных нагрузок с высоким уровнем максимальных напряжений и большим размахом последних и является вторичным по отношению к разрушению подшипника задней опоры ротора компрессора.
- 3. Наиболее вероятной причиной разрушения центробежного суфлера ЦС-24 № Г872ВТ9 двигателя АИ-24 2 серии №Н49312005 явилось разрушение его крыльчатки вследствие длительного воздействия воздушно-масляной эмульсии с повышенной, из-за разрушения шарикоподшипника задней опоры ротора компрессора, температурой. В процессе разрушения суфлера происходил интенсивный разогрев его деталей, что могло инициировать возгорание воздушно-масляной эмульсии в суфлере и далее пожар в подкапотном пространстве двигателя.
- 4. Состояние стыков редуктора с компрессором и компрессора с камерой сгорания свидетельствует, что их раскрытие происходило не в процессе полета, а в момент приводнения самолета, что согласуется с расчетными оценками ЦИАМ. При этом первоначально корпусные детали двигателя и подкосы крепления двигателя в мотогондоле испытали воздействие ударных нагрузок, направленных против полета, что вызвало, как минимум, деформацию от потери устойчивости передней части корпуса компрессора в зоне нижних продольных фланцев и боковых подкосов крепления двигателя. Это привело к смещению вниз и развороту на 180° двигателя с винтом, появлению нагрузок, растягивающих и изгибающих конструкцию двигателя на участке от воздушного винта до задних узлов навески двигателя, и последующему отрыву редуктора от компрессора и частичному разрушению стыка компрессора с камерой сгорания.

Специалистами НИЦ ЭРАТ 4 ЦНИИ Минобороны РФ был проведен схемный анализ работы противопожарной системы самолета. В результате установлено, что каких-

либо причин, способных привести к позднему срабатыванию световой и звуковой сигнализации о пожаре в мотогондоле левого двигателя самолета Ан-24PB RA-47302, не имеется.

Подробный анализ результатов проведенных исследований применительно к возникновению и развитию особой ситуации на самолете Ан-24РВ RA-47302 в полете 11.07.2011 приведен в разделе 2. Полностью отчеты по результатам исследований находятся в материалах Дела расследования данного АП.

1.17. Информация об организациях и административной деятельности, имеющих отношение к происшествию

Собственником данного ВС является ЗАО «Авиакомпания «Ангара», о чем указано в Свидетельстве о регистрации гражданского воздушного судна Ан-24РВ RA-47302 № 622, выдано 21.07.2009 Управлением эксплуатационной инспекции ФАВТ МТ РФ.

ЗАО «Авиакомпания «Ангара» имеет Сертификат эксплуатанта № 477, утвержденный Руководителем уполномоченного органа в области гражданской авиации 07.10.2010 сроком действия до 17.09.2011.

Самолет Ан-24 с двумя турбовинтовыми двигателями АИ-24 имеет Аттестат о годности самолета к эксплуатации, утвержденный Заместителем Министра Гражданской авиации и согласованный с Заместителем Министра авиационной промышленности 28.08.1985. Срок действия Аттестата о годности самолета к эксплуатации ограничивается сроком службы самолета.

Сертификат летной годности гражданского воздушного судна № 2022100035 от 29.10.2010, выдан Руководителем Восточно-Сибирского МТУ ВТ ФАВТ и имеет срок действия до 26.10.2012 (в пределах межремонтного ресурса 6000 л.ч., назначенного ресурса 35000 полетов).

Юридический адрес собственника: 664009, Россия, г. Иркутск, ул. Ширямова, д. 9.

В соответствии с Договором фрахта воздушного судна № А/12-11/16 от 28.06.2011 между ООО «Авиакомпания «Томск Авиа» в лице Директора (Фрахтователь) и ЗАО «Авиакомпания «Ангара» в лице Директора (Фрахтовщик), фрахтовщик обязуется предоставить в период с 04.07.2011 по 27.07.2011 фрахтователю за плату самолет Ан-24РВ RA-47302 с 2 экипажами для перевозки пассажиров, багажа и грузов, оформленных на рейсы ООО «Авиакомпания «Томск Авиа».

ООО «Авиакомпания «Томск Авиа» имеет Сертификат соответствия № 2021100228, выдан 02.07.2010 Начальником УПЛГ ВС, действителен до 02.07.2012. В сферу деятельности ООО «Авиакомпания «Томск Авиа» включено оперативное ТО по

формам BC, OC, OB, A1, A2, Б, периодическое ТО по формам Ф1-Ф39, ТО при хранении, сезонное и специальное ТО по PO-24, 26, 30-06 от 20.04.2006 самолета Ан-24 всех модификаций.

Юридический адрес ООО «Авиакомпания «Томск Авиа»: 634539, Томский район, п. Аэропорт. Место производственной деятельности: г. Томск, аэропорт.

В соответствии с «Правилами страхования гражданской ответственности авиаперевозчиков (владельцев воздушных судов)» между Страховым открытым акционерным обществом «Русский страховой центр» и ЗАО «Авиакомпания «Ангара» 22.02.2011 Договор № 360 AL-002/11, предметом заключен которого является обязательное страхование гражданской ответственности перевозчика вред, причиненный жизни/здоровью и/или имуществу третьих лиц, и оформлен страховой полис № 360 AL-002/11.

В соответствии с «Типовыми правилами обязательного страхования гражданской ответственности перевозчика перед пассажиром воздушного судна» между Страховым открытым акционерным обществом «Русский страховой центр» и ЗАО «Авиакомпания «Ангара» 22.02.2011 заключен Договор № 360 АҮ-002/11, предметом которого является обязательное страхование гражданской ответственности перевозчика за вред, причиненный жизни и здоровью пассажира, а также за вред, причиненный багажу и находящимся при пассажире вещам, и оформлен страховой полис № 360 АҮ-002/11.

В соответствии с «Правилами страхования от несчастных случаев» между Страховым открытым акционерным обществом «Русский страховой центр» и ЗАО «Авиакомпания «Ангара» 20.04.2011 заключен Договор № 360НС-020/11 (дополнительное соглашение № 2 от 31.05.2011), предметом которого является страхование от несчастных случаев работников ЗАО «Авиакомпания «Ангара», и оформлен страховой полис № 360НС-020/11 (руководящий состав авиакомпании — всего 13 человек, летный и кабинный экипажи - всего 155 человек, инженерно-технический состав - всего 46 человек).

Юридический адрес Страхового открытого акционерного общества «Русский страховой центр»: г. Иркутск, ул. Франк-Каменецкого, д. 18.

ОАО «Арамильский АРЗ» имеет Сертификат соответствия № 2021119953, выдан Начальником УПЛГ ВС, действителен до 09.03.2013. В сферу деятельности ОАО «Арамильский АРЗ» включен капитальный ремонт двигателей АИ-24 сер. 2, АИ-24ВТ, капитальный ремонт двигателей Д-136 сер. 1, капитальный ремонт двигателей Д-36 сер. 1А, Д-36 сер. 2А, ремонт комплектующих изделий двигателей АИ-24 Д-36, Д-136 по перечню, приложенному к Руководству по деятельности ОАО «Арамильский АРЗ».

Юридический адрес ОАО «Арамильский АРЗ»: 624000, Свердловская область, г. Арамиль, Гарнизон.

1.18. Дополнительная информация

05.08.2009г., при наработке СНЭ 5145ч, ППР – 146ч, двигатель АИ-24 2 серии № Н49312005 был досрочно снят с эксплуатации по причине появления стружки на магнитной пробке и фильтре лобового картера (Акт ЗАО «Авиакомпания «Ангара» от 05.08.2009г.) и отправлен в ОАО «Арамильский АРЗ». Последний капитальный ремонт был произведен в ОАО «Арамильский АРЗ» 30.01.2009г. при наработке СНЭ 4999ч. Проведенными исследованиями технического состояния двигателя в ОАО «Арамильский АРЗ» установлено, что причиной появления стружки явилось разрушение привода центробежного суфлера ЦС-24 (Акт исследования № АИ-24-ААРЗ-14-09 от 16.09.2009г.). В период с 23.09.09г. по 29.10.09г. двигателю выполнен средний (по техническому состоянию) ремонт (согласно записи в формуляре двигателя).

Примечание:

Термин «средний (по техническому состоянию) ремонт» для обозначения выполненных работ на двигателе, эксплуатируемом в гражданской авиации, был применен предприятием при отсутствии утвержденного в установленном порядке Руководства по среднему ремонту по ГОСТ 18675-79. При этом объем восстановительных работ на двигателе АИ-24 2 серии № Н49312005 был определен ОАО «Арамильский АРЗ» также самостоятельно, без участия разработчика двигателя ГП «Ивченко - Прогресс». Далее по тексту термин «средний (по техническому состоянию) ремонт» применяется в качестве подтверждения факта выполненных работ для восстановления исправности досрочно снятого с эксплуатации двигателя.

Сформированный по результатам восстановительных работ на двигателе АИ-24 2 серии № Н49312005 комплект ПКД не содержит точных сведений об объеме и содержании выполненных работ по установке подшипников, не все технологические операции и переходы, связанные с выполнением измерений, или подлежащие приемке ОТК, указаны в картах ПКД.

Как следует из дела ремонта, в процессе среднего (по техническому состоянию) ремонта на двигатель был установлены шариковый подшипник задней опоры ротора компрессора 276214БТ2 и роликовый подшипник передней опоры компрессора

56-2210Б2Т 1-й категории. Однако, в имеющейся в деле ремонта контрольной карте 24-09-4.11 дефектации подшипников, их индивидуальные номера отсутствуют.

В контрольной карте 24-09-4.11 дефектации подшипников дела ремонта имеется запись: «Дефектация подшипников произведена в соответствии с инструкцией ТИ-1-1-98».

Согласно технологической инструкции ТИ-1-1-98 ОАО «Арамильский АРЗ» в контрольную карту дефектации шарикового подшипника 276214БТ2 и роликового подшипника 56-2210Б2Т 1-й категории должны быть внесены следующие параметры:

- 1. Результаты измерения посадочных диаметров (лист 3, раздел 2; лист 9, раздел 2.4.1, таблица 2.4.1.1., п. 6).
- 2. Результаты контроля (значения) радиального и осевого люфтов (лист 13,14, раздел 2.4.2, таблица 2.4.2.1., п. 2).
 - 3. Результаты контроля разноразмерности тел качения (лист 17, таблица 2.5.1).

Однако, в контрольной карте 24-09-4.11 дефектации подшипников, данные по посадочным диаметрам наружных колец, внутреннего кольца роликового, внутренних полуколец шарикового подшипника, а также по разноразмерности тел качения, отсутствуют.

Таким образом, можно утверждать, что при выполнении среднего (по техническому состоянию) ремонта двигателя в ОАО «Арамильский АРЗ», дефектация подшипников, установленных на двигатель, была произведена не в полном объеме и с нарушением технологической инструкции ТИ-1-1-98.

ОАО «Арамильский АРЗ» получил партию (10 штук) подшипников 4А-276214БТ2 из ОАО «ЗАП» 31.08.2009. Оригинал паспорта на поступившую партию хранится на заводе.

В соответствии с пунктом 2.2.5. раздела 2.2 «Дефектация подшипников І-й категории» (входной контроль) главы 2 «Дефектация подшипников» «Руководства по эксплуатации и ремонту авиационных подшипников качения» (далее – «Руководство...») на расконсервированные подшипники составляются паспорта, то есть каждый подшипник должен иметь свой паспорт, в который заносится информация о произведенной расконсервации и других работах, выполняемых с подшипником при монтаже и демонтаже с изделия. Оформляется паспорт по форме, приведенной в табл. 2 Приложения 1 «Руководства...». «Руководством...» разрешается использовать паспорта других форм.

В нарушение «Руководства...» паспорт, имеющийся в деле ремонта двигателя, оформлен на 2 шарикоподшипника 4A-276214БТ2 (на двигателе установлен 1 такой подшипник), на устаревшем бланке 4 ГПЗ и утвержден дефектовщиком. При этом

подпись контролирующего лица и печать отсутствуют. В графе «Дополнительные техусловия» паспорта проставлена цифра 322. По информации из ОАО «Арамильский AP3» это индивидуальный номер подшипника.

На запрос Председателя комиссии о местонахождении 2-го подшипника, отмеченного в данном паспорте, из ОАО «Арамильский АРЗ» поступила информация о том, что этот подшипник установлен на двигатель АИ-24ВТ № Н464ВТ017. При этом оформление паспорта на подшипник этого двигателя произведено с такими же нарушениями (на 2 подшипника, на бланке 4 ГПЗ, утвержден дефектовщиком без подписи контролирующего лица и печати).

В деле ремонта документация (паспорта, этикетки) на крепеж (болты) 1-й категории корпуса компрессора с корпусом камеры сгорания отсутствует. По информации из АО «МОТОР СИЧ» (завод-изготовитель двигателя АИ-24) «с 2007 года по 2011 год заявки от АРЗ на болты не поступали, и их поставка не выполнялась. При этом отбраковка болтов составляет 50%». В то же время, согласно информации из ОАО «Арамильский АРЗ», «... учет отбраковки крепежа не ведется ввиду отсутствия такой необходимости и требований по ним. Потребности в крепежных деталях обеспечиваются за счет имеющегося ремфонда с малой наработкой».

Документы на комплектацию, дефектацию с проверкой состояния резьбы, слесарными операциями по устранению дефектов, восстановлению кадмиевого покрытия крепежа 2-ой категории в деле ремонта отсутствуют.

Картой № 24-14-3.2 п. 39...43 предусмотрен монтаж трубопроводов масляной, топливной, воздушной, противопожарной систем, а также системы суфлирования. При этом комплектовочные ведомости и Карты ремонта указанных трубопроводов вышеперечисленных систем отсутствуют.

Исходя из вышеизложенного, Комиссия считает, что последний средний (по техническому состоянию) ремонт двигателя в ОАО «Арамильский АРЗ» выполнен с нарушениями технологии ремонта и при отсутствии необходимого контроля со стороны ОТК завода.

1.19. Новые методы, которые были использованы при расследовании

Новые методы не использовались.

2. Анализ

Для обоснования заключения о причинах происшествия и рекомендаций Комиссией проанализирована подготовка членов экипажа к полету, эксплуатационная и пономерная документация.

Были также проанализированы:

- результаты дешифрирования информации, зарегистрированной системами МСРП-12-96, К3-63 и бортовым магнитофоном МС-61Б;
- протоколы опроса;
- объяснительные записки специалистов, связанных с обеспечением вылета самолета;
- состояние конструкции ВС и его основных систем после АП;
- результаты проведенных исследований.

Анализ документов, летных дел, летных книжек членов экипажа показал: все члены экипажа имеют действующие свидетельства специалистов ГА, подготовлены к выполнению полетов в полном объеме, все обязательные процедуры по допуску к полетам экипажа выполнены.

Анализ выполнения предполетной подготовки воздушного судна, принятия решения на вылет приведен в разделе 1.1.

Как следует из анализа материалов объективного контроля (МСРП-12-96 и МС-61Б), объяснительных записок членов экипажа, протоколов опроса, состояния конструкции ВС на месте АП, а также результатов проведенных исследований, в полете возник пожар левого двигателя.

Проанализировав характер пожара на самолете, Комиссией были рассмотрены следующие версии возможного развития событий. Условиями для возникновения пожара могли быть:

1. Отказ, неисправность двигателя и его систем:

- разрушение левого двигателя;
- отказ топливной системы;
- отказ масляной системы;
- отказ системы суфлирования.
- 2. Неправильная эксплуатация авиационной техники экипажем и невыполнение требований руководящих документов в условиях появления признаков отказа двигателя.

2.1. Описание полета

Анализ материалов, полученных в результате дешифрирования записей системы МСРП-12-96 и воспроизведения речевой информации бортового магнитофона МС-61Б с самолёта Ан-24PB RA-47302, показал следующее.

Взлет, набор эшелона и полет по маршруту в течение 1 часа 26 минут (до 04:36) происходили в штатном режиме, без отклонений. В 04:36:15 на высоте ~ 6000м бортмеханик доложил: «... загорелась лампа «СТРУЖКА В ЛЕВОМ ДВИГАТЕЛЕ». Параметры в норме. Масла 30 литров, давление масла 3 и 7, вибрация в норме, температура двигателя в норме». По записи МСРП-12-96 давление ИКМ левого двигателя составляло 49кг/см², а давление ИКМ правого двигателя – 51кг/см². Автопилот по крену и тангажу включен. Разовых команд, характеризующих нештатную работу систем самолета и двигателя, системой МСРП-12-96 не зарегистрировано.

На рис. 5 представлена сигналограмма с записью параметров работы систем самолета в момент появления сигнала о стружке в масле левого двигателя и радиообменом, зарегистрированными системами МСРП-12-96 и МС-61Б.

Примечание: Характер записи давления ИКМ левого двигателя на протяжении всего полета: более импульсный, «пилообразный», по сравнению с записью ИКМ правого двигателя, можно объяснить техническим состоянием датчика регистрации ДМП-100А левого двигателя. Чувствительный элемент датчика – малогабаритная грибковая мембрана деформируется под действием давления и передает деформацию на шток coшеткодержателем, который перемещает скользящий контакт по потенциометру. Более чувствительное состояние мембраны штока coщеткодержателем может объяснить подобный характер записи.

В 04:40:15, при входе ВС в зону ответственности Нижневартовского УВД, второй пилот доложил диспетчеру подхода расчетное время пролета пунктов обязательного донесения СОРЕБ и ДИКАР: «Вартовск-Подход», 47302, добрый день, МАГОМ 6000, СОРЕБ считаем в полсотни 5-ю минуту, точку в 5 минут, точку ДИКАР считаем в 18-ю минуту».

Получив необходимые указания от диспетчера «Нижневартовск - Подход»: «Добрый день, 47302, «Нижневартовск-Подход», МАГОМ подтверждаю, следуйте 6000, ДИКАР доложить, контроль вторичный», экипаж продолжил полет по маршруту Томск - Сургут.

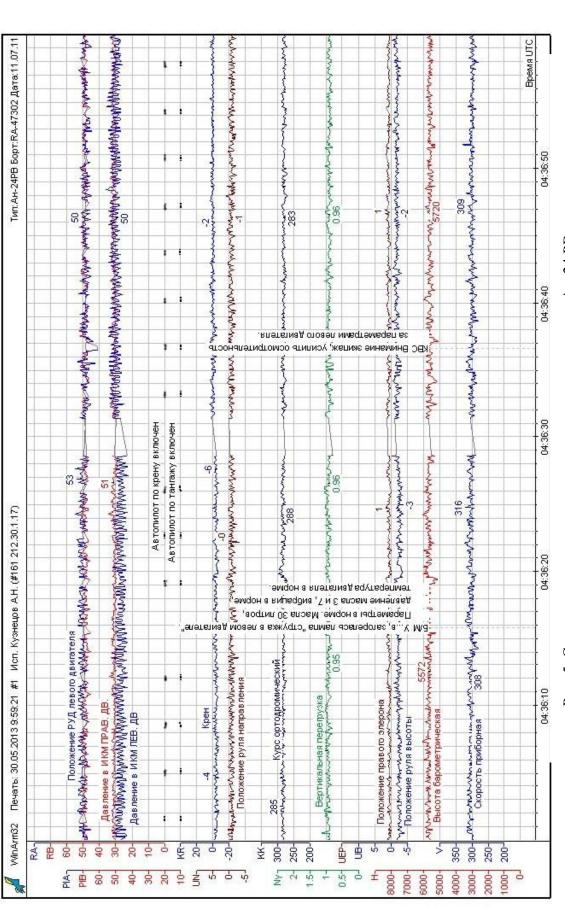


Рис. 5. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ в момент доклада бортмеханика о появлении стружки в масле левого двигателя

В 04:40:43 второй пилот доложил диспетчеру: *«302, следуем 6000, и на ДИКАР* займем 4-800». Диспетчер подтвердил: *«47-302, понял 4800 на ДИКАР»*.

С 04:41:58 по 04:42:24 в кабине экипажа был зафиксирован диалог между КВС и вторым пилотом:

KBC: A, расстояние, какое у нас?

Второй пилот: 200, э... 300 нет, вообще-то осталось 320 километров.

КВС: 320, понял.

КВС: До Нижневартовска?

Второй пилот: До Нижневартовска осталось 157.

КВС: Понятно.

В 04:44:21 был отключен автопилот, о чем свидетельствует прекращение регистрации РК «Автопилот по тангажу включен», «Автопилот по крену включен» (рис. 6).

В 04:44:26 КВС почувствовал запах гари в кабине и проинформировал об этом экипаж: «Запах гари». Практически в это же время начинаются колебания давления ИКМ левого двигателя (см. рис. 6) в пределах \pm 5 кг/см².

В 04:44:41 КВС принял решение следовать на запасной аэродром Нижневартовск: «Запроси снижение». Примерно через 2с второй пилот вышел на внешнюю связь с диспетчером: «Подход», 302, 6000, расчетное начало, начало снижения, разрешите...». Фраза вторым пилотом была закончена в 04:44:59: «302, расчетное начало снижения, к Вам на запасной». В 04:45:05 диспетчер разрешил снижение: «47-302, э... снижайтесь 4-800» (рис. 7).

В 04:44:55 левому двигателю был установлен режим работы «Полетный малый газ» переводом РУД в положение 16...19° (см. рис. 6).

В 04:44:56 КВС сообщил: «Закрыт отбор левому».

После установления режима работы левого двигателя «Полетный малый газ» и закрытия от него отбора воздуха колебания давления ИКМ уменьшились и составляли 2...8 кг/см². Колебания давления ИКМ левого двигателя продолжались вплоть до его выключения (рис. 7....14). Из переговоров следует, что в течение всего указанного периода экипаж никаких действий по оценке ситуации не предпринимал.

В 04:45:09 прозвучал звуковой сигнал продолжительностью 1,6с - сирена С-1 (см. рис. 7). Согласно данным радиообмена, зарегистрированного бортовым магнитофоном МС-61Б, в указанное время какой-либо реакции со стороны членов экипажа на этот сигнал не было.

В 04:45:11 КВС доложил диспетчеру «302, снижаюсь 4800».

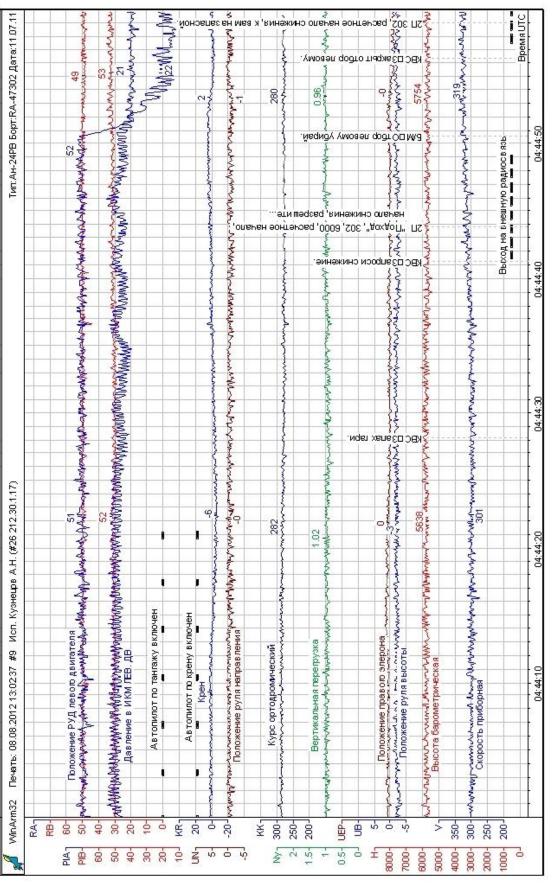


Рис. 6. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ (интервал времени 04:44:00...04:45:00).

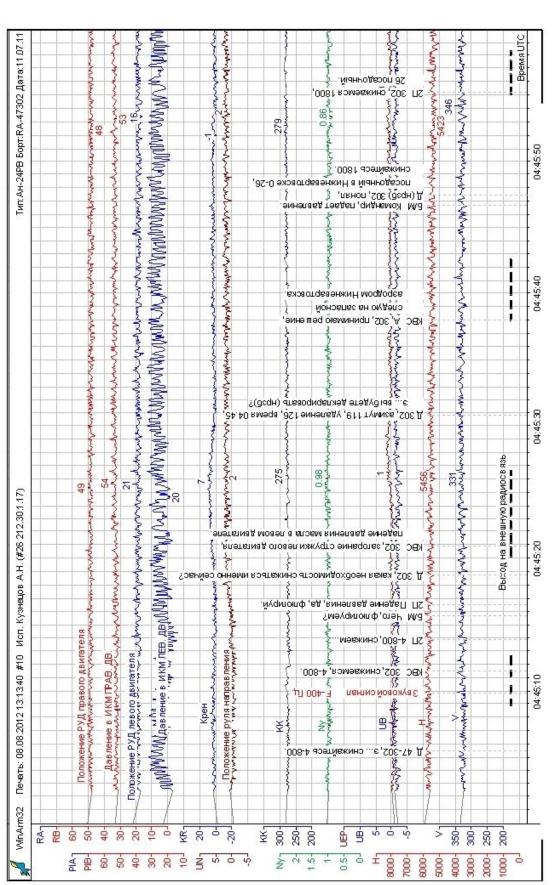


Рис. 7. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ при появлении сигнала 400Гц и последующем падении давления масла в левом двигателе.

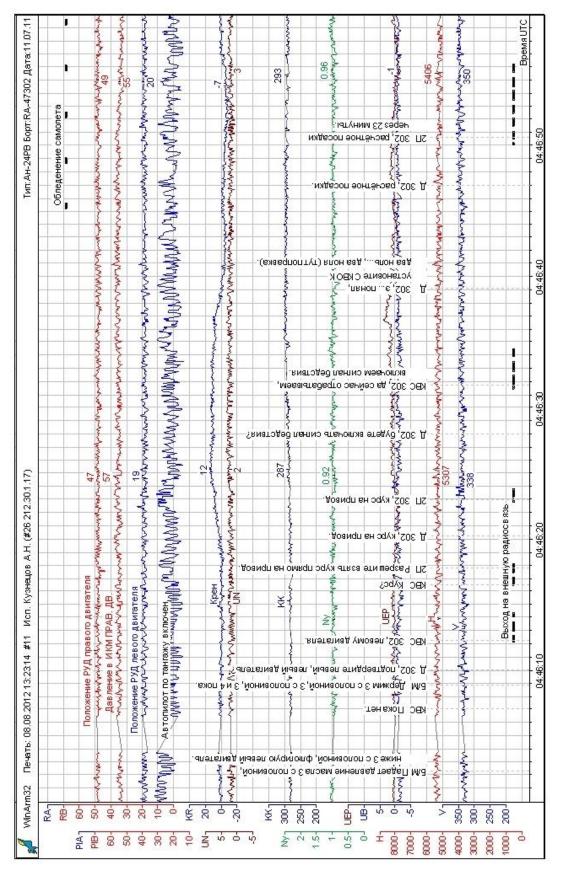


Рис. 8. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ при падении давления масла.

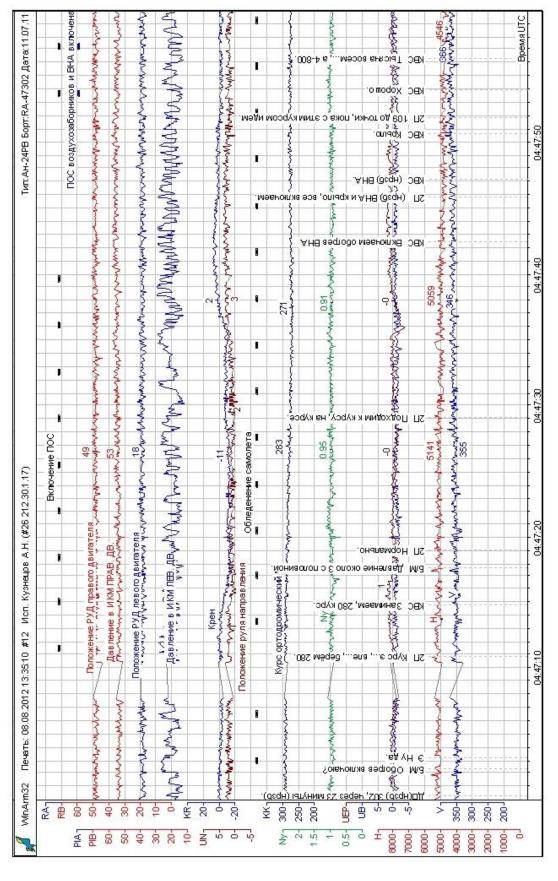


Рис. 9. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ при восстановлении давления масла и включении ПОС.

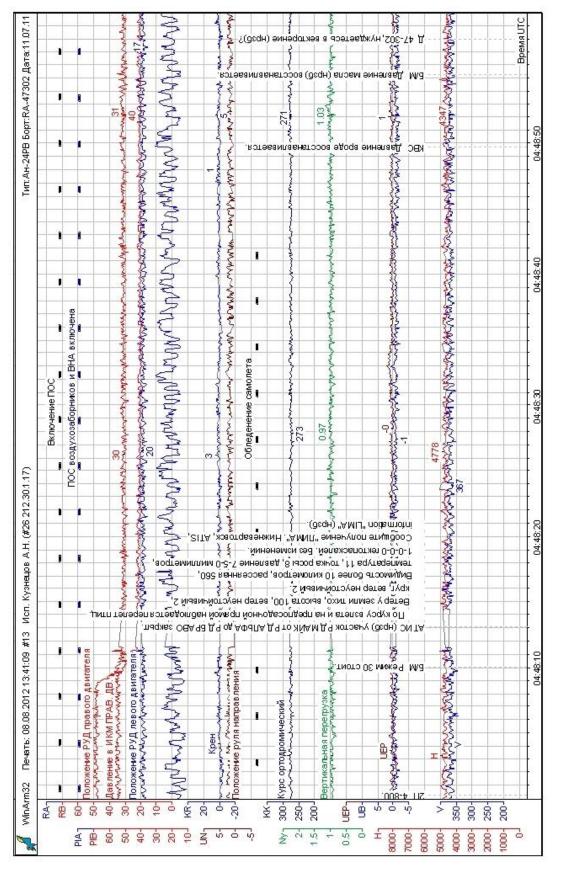


Рис. 10. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ (интервал времени 04:48:00...04:49:00).

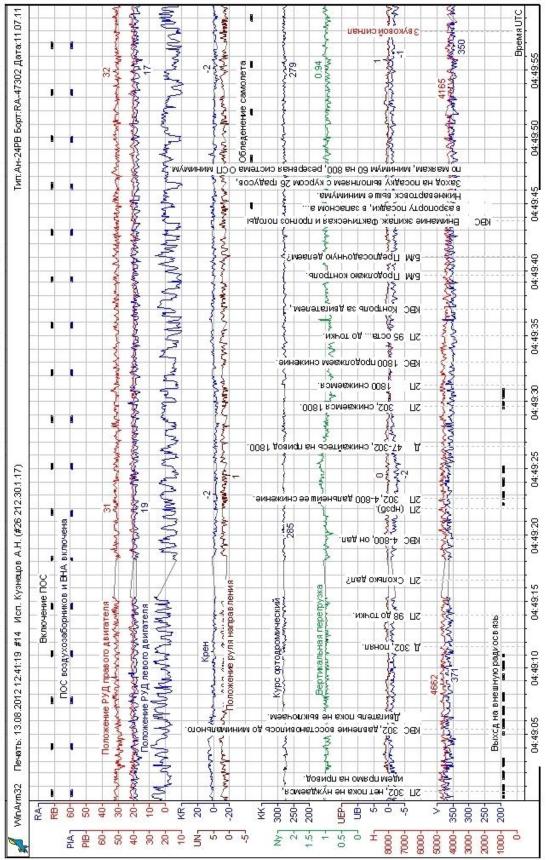
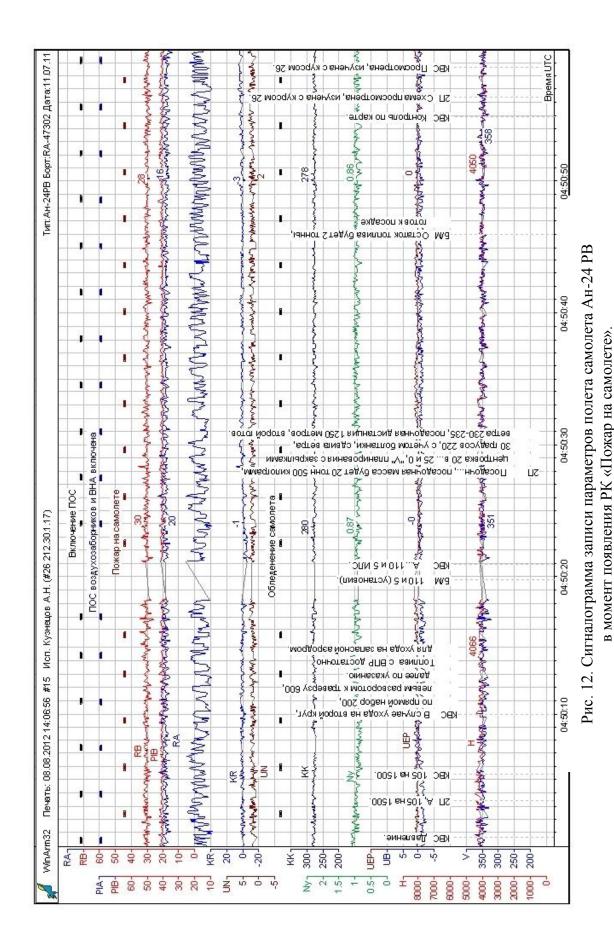


Рис. 11. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ в момент прохождения сигнала — сирена С-1.



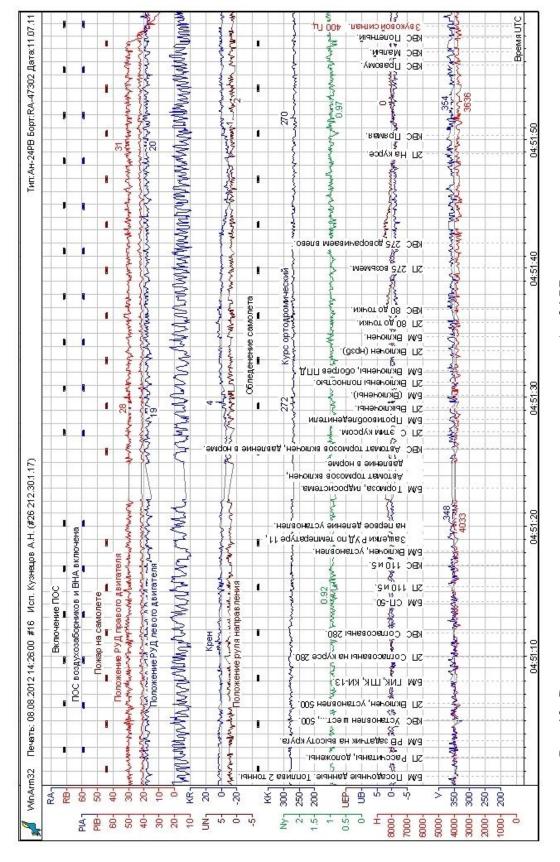


Рис. 13. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ (интервал времени 04:51:00...04:52:00).

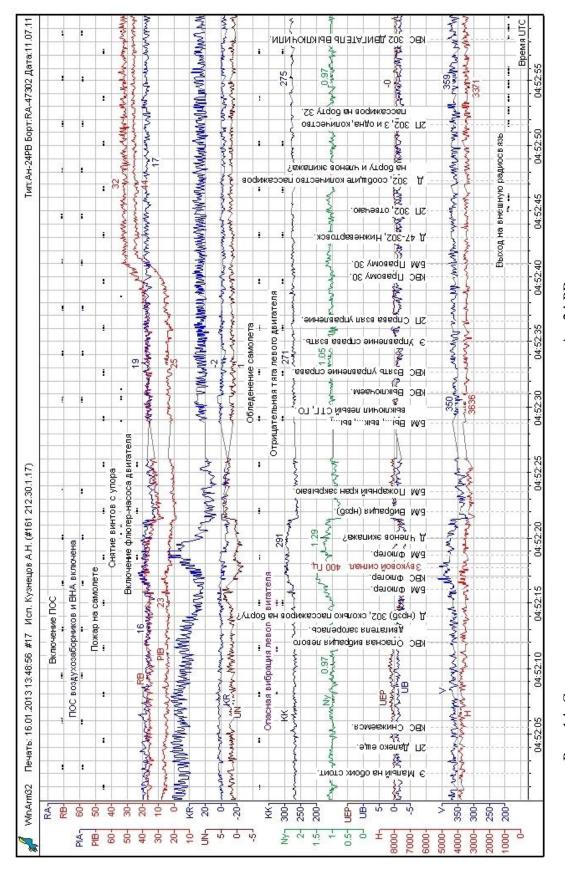


Рис. 14. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ в момент появления РК «Опасная вибрация левого двигателя».

Примечание: Несмотря на то, что по маршруту следования располагался аэродром Стрежевой (на предварительной подготовке 03.07.11 аэродром Стрежевой рассматривался в качестве запасного), экипаж принял решение следовать на аэродром Нижневартовск, так как он выбирался в качестве запасного на предполетной подготовке. На принятое решение повлияло и то обстоятельство, что экипаж ранее выполнял полеты на данный аэродром, к тому же в аэропорту Нижневартовск находилось представительство 3AO «Авиакомпания «Ангара», заключены договорные отношения на техническое и коммерческое обслуживание рейсов.

> Кроме того, в сложившейся ситуации РЛЭ ВС Ан-24 не требует выполнения посадки на ближайший аэродром.

Из протокола опроса КВС:

Вопрос: При загорании левого светосигнализатора «Стружка в двигателе и дальнейшего развития ситуации рассматривался ли аэродром Стрежевой в качестве запасного и в последующем как место вынужденной посадки?

Ответ: Hem, не рассматривался, выбирали аэропорт Нижневартовск как запасной при предполетной подготовке... Как место вынужденной посадки аэропорт Стрежевой рассматривался, но ситуация не позволила.

В 04:45:15 бортмеханик спросил: «Чего, флюгируем?», на что второй пилот ответил: «Падение давления, да, флюгируй». На этот диалог КВС не отреагировал, и бортмеханик двигатель не выключил, что подтверждается отсутствием регистрации РК «Включение флюгер-насоса двигателя» и характерного «всплеска» параметра «Давление ИКМ левого двигателя» при выключении двигателя.

В 04:45:22, на вопрос диспетчера подхода о причине снижения, КВС доложил: «302, загорание стружки левого двигателя, падение давления масла в левом двигателе».

В 04:45:46 бортмеханик доложил: «Командир, падает давление» (см. рис. 7).

Диспетчер подхода в 04:45:47 разрешил снижение по маршруту до эшелона 1800 метров для следования на запасной Нижневартовск. Экипаж приступил к снижению.

В 04:46:02 бортмеханик повторно доложил КВС: «Падает давление масла, три с половиной, ниже трех с половиной. Флюгирую левый двигатель» (см. рис. 8). КВС принял решение двигатель не выключать.

В целях сокращения времени полета экипаж запросил у диспетчера подхода разрешение на спрямление маршрута и, получив разрешение, взял курс прямо на Нижневартовск. Радиопереговоры приведены в таблице 2.

Таблица 2

| 04:46:19,9 | 04:46:22,0 | 2Π | Разрешите взять курс прямо на привод. |
|------------|------------|------------|--|
| 04:46:23,0 | 04:46:24,6 | Д | 302, курс на привод. |
| 04:46:26,3 | 04:46:27,4 | 2Π | 302, курс на привод. |
| 04:46:27,6 | 04:46:27,9 | ϵ | (нрзб). |
| 04:46:28,0 | 04:46:34,4 | Д | 302, будете включать сигнал бедствия? |
| 04:46:34,8 | 04:46:38,0 | КВС | 302, да сейчас отрабатываем, включаем сигнал бедствия. |
| 04:46:39,1 | 04:46:46,1 | п | 302, э понял, установите СКВОК два ноль, два ноля |
| | | Д | (тут поправка). |
| 04:46:47,0 | 04:46:52,4 | Д | 302, расчётное посадки. |
| 04:46:53,5 | 04:46:59,2 | 2Π | 302, расчётное посадки через 23 минуты. |
| 04:47:00,2 | 04:47:03,5 | Д | (нрзб) 302, через 23 минуты (нрзб). |

Примечание: Из объяснительной бортпроводника: «Примерно через полтора час полета в салон вышел бортмеханик осмотреть салон самолета, дошел до кухни-буфета, после чего вернулся в кабину. Через некоторое время он вернулся и, посмотрев иллюминаторы левого ряда, сказал, что будем садиться на запасной аэродром.... Я прошла в хвостовую часть, закрепила оборудование. После решила дойти до кабины пилотов для получения особых указаний, попутно осмотрела пассажиров на предмет застегнутых ремней...».

В 04:46:45 зарегистрирована РК «Обледенение самолета», высота полета составляла 5400м, приборная скорость 340 км/ч (см. рис. 8).

В 04:47:15 КВС дал указание: «Занимаем 280 курс». Через 14с второй пилот доложил: «Подходим к курсу, на курсе». По записи системы регистрации МСРП-12-96 курс составил 280°.

Бортмеханик, по команде КВС, на высоте 4900м при приборной скорости 355км/ч, включил ПОС, о чем свидетельствует регистрация РК «Включение ПОС» (04:47:11) и «ПОС воздухозаборников и ВНА включены» (04:47:43). В 04:47:18 бортмеханик доложил: «Давление около 3 с половиной» (см. рис. 9).

В 04:47:52, по докладу второго пилота, удаление до Нижневартовска составляло 109 км.

В 04:48:10 экипаж изменил режим работы правого двигателя, для чего РУД правого двигателя был переведен с 50° на 30° (см. рис. 10).

С 04:48:14 до 04:48:53 экипаж прослушал информацию АТИС LIMA аэропорта Нижневартовск. Фактическая погода не препятствовала выполнению посадки, и экипаж начал подготовку к посадке в аэропорту Нижневартовск (см. рис. 10). Согласно внутрикабинным переговорам, экипаж вел постоянный контроль за параметрами работы левого двигателя, особенно за давлением масла. Давление масла левого двигателя находилось на минимальном значении и составляло 3,5 кг/см², о чем в 04:49:08 КВС проинформировал диспетчера УВД: «302, давление восстановилось до минимального. Двигатель пока не выключаем» (таблица 3).

Таблица 3

| 04:48:54,0 | 04:48:55,5 | КВС | Давление вроде восстана |
|------------|------------|-----|---|
| 04:48:58,3 | 04:49:00,2 | Б/М | Давление масла (нрзб) восстанавливается. |
| 04:49:00,2 | 04:49:02,9 | Д | 47-302, нуждаетесь в векторение (нрзб)? |
| 04:49:03,9 | 04:49:06,9 | 2Π | 302, нет пока не нуждаемся, идем прямо на привод. |
| 04:49:08,7 | 04:49:12,0 | КВС | 302, давление восстановилось до минимального. |
| 04:49:12,8 | 04:49:14,4 | КВС | Двигатель пока не выключаем. |
| 04:49:15,7 | 04:49:17,3 | Д | 302, понял. |

На 04:49:14 удаление до Нижневартовска составляло 98 км. Через 8с второй пилот запросил дальнейшее снижение и получил разрешение от диспетчера: «47302, снижайтесь на привод 1800».

В 04:49:58 кратковременно, в течение 1,6с, бортовым магнитофоном МС-61Б зарегистрирован звуковой сигнал — сирена С-1 (см. рис. 11), а в 04:50:02 система МСРП-12-96 зарегистрировала РК «Пожар на самолете» (см. рис. 12), регистрация которой происходила до прекращения записи.

Как следует из анализа переговоров и объяснительных всех членов экипажа, световой и звуковой сигнализации о возникновении пожара на самолете, а также автоматического срабатывания первой очереди системы пожаротушения в это время не было.

В 04:51:56 КВС дал команду изменить режим работы правого двигателя: «Правому малый полетный». РУД правого двигателя был переведен из положения 30° в положение 16°. При переводе РУДа правого двигателя на «Малый газ» (04:51:58) вновь прозвучал сигнал - сирена С-1 длительностью 1,1с (см. рис. 13).

На высоте 3600 метров, на азимуте 116° и удалении 77км от аэродрома Нижневартовск, в 04:52:08, системой МСРП-12-96 зарегистрирована РК «Опасная вибрация левого двигателя», а в 04:52:12 КВС сообщил: «Опасная вибрация левого двигателя» (см. рис. 14).

Примечание: Из объяснительной бортмеханика: «В процессе снижения на высоте около 4000м загорелась лампа «Опасная вибрация левого двигателя» с одновременным отклонением стрелки показывающего прибора ИВ-41 более 6,5g».

К 04:52:15, при нахождении РУД на режиме «Малый газ», давление ИКМ левого двигателя уменьшилось практически до нуля, и в это время зарегистрировалась РК «Отрицательная тяга левого двигателя» (см. рис. 14).

В 04:52:16 бортмеханик спросил разрешение: «Флюгер» и через 0,6с от КВС получил команду: «Флюгер». Бортмеханик выполнил все установленные действия по выключению левого двигателя: зафлюгировал воздушный винт кнопкой КФЛ-37, закрыл перекрывной кран, флюгирование винта продублировал аварийной (гидравлической) системой, выключил генераторы и доложил «Флюгер». Закрытие отбора воздуха от левого двигателя и включение сигнала бедствия были выполнены экипажем ранее.

Примечание: Из объяснительной бортмеханика: «По команде КВС я зафлюгировал левый двигатель кнопкой КФЛ-37, закрыл пожарный кран, продублировал гидрофлюгером, выключил генераторы левого двигателя». Указанные действия бортмеханика зарегистрировал бортовой магнитофон (табл. 4).

Таблица 4

| 04:52:21,6 | 04:52:22,5 | Б/М | Вибрация (нрзб). |
|------------|------------|-----|--------------------------------------|
| 04:52:23,2 | 04:52:25,3 | Э | (нрзб). |
| 04:52:23,3 | 04:52:24,6 | Б/М | Пожарный кран закрываю. |
| 04:52:28,2 | 04:52:30,3 | Б/М | Вы, вык, вы, выключил левый СТГ, ГО. |
| 04:52:30,5 | 04:52:31,3 | КВС | Выключаем. |

Выключение двигателя подтверждается регистрацией РК «Включение флюгер-насоса двигателя», «Снятие винтов с упора» и характерным «всплеском» давления ИКМ (см. рис. 14).

С 04:52:17 по 04:52:22 вновь сработала звуковая сигнализация - сирена С-1.

КВС в 04:52:33 приказал: «Взять управление справа», через 4с второй пилот доложил: «Справа взял управление» (см. рис. 14).

На высоте 3400 метров на скорости 365 км/ч, в 04:52:40, КВС дал указание: «Правому 30», на что бортмеханик ответил: «Правому 30». РУД правого двигателя был переведен в положение 30° .

С 04:52:14 диспетчер «Нижневартовск-Подход» неоднократно пытался получить информацию от экипажа о количестве пассажиров на борту ВС. В 04:52:52 второй пилот доложил: «302, 3 и одна, количество пассажиров на борту 32» (см. рис. 14).

В 04:52:59 КВС доложил диспетчеру: «*302 двигатель выключили*» (см. рис. 14) и в 04:53:05 сообщил экипажу по СПУ: «*Пожар*, *пожар*», а затем и бортмеханик подтвердил: «*Пожар*» (рис. 15).

В 04:53:09 экипаж приступил к тушению пожара.

С 04:53:13 вновь зазвучал сигнал – сирена C-1, который прослушивается практически до момента приводнения.

В 04:53:15 второй пилот, на высоте 3300 метров, удалении 70км и азимуте 115°, предложил выполнить экстренное снижение.

В 04:53:19 КВС доложил диспетчеру: «302, пожар в двигателе».

С 04:53:20 наблюдается резкое уменьшение высоты и рост скорости.

С 04:53:25 экипаж продолжил тушить пожар левого двигателя включением второй очереди системы пожаротушения (табл. 5).

Таблица 5

| 04:53:25,9 | 04:53:26,8 | КВС | Вторую очередь. |
|------------|------------|-----|--------------------------------------|
| 04:53:27,0 | 04:53:27,6 | КВС | Вторую. |
| 04:53:28,8 | 04:53:29,8 | Б/М | Вы, выключить. |
| 04:53:29,8 | 04:53:30,4 | Б/М | Включить. |
| 04:53:30,4 | 04:53:31,4 | КВС | Выключить. |
| 04:53:31,7 | 04:53:33,8 | КВС | Вторую очередь, разряд огнетушителя. |

В 04:53:39 диспетчер запросил экипаж: «302, на Нижневартовск будете следовать?». Второй пилот ответил: «302, следуем к Вам, снижаемся экстренно». Диспетчер: «302, понял, снижайтесь 1500». Второй пилот принял эту информацию: «302, 1500 снижаемся».

В 04:53:57 бортмеханик доложил: «Вторая очередь». Включением второй очереди пожар ликвидировать не удалось.

В 04:53:59 КВС принял решение: «...*садимся прямо здесь, где получится*». Самолет находился на высоте около 2000 метров, а приборная скорость составляла около 500 км/ч.

В процессе снижения с 04:53:50 по 04:54:47 самолет выполнял левый разворот для выполнения посадки в соответствии с принятым решением (рис. 16, 17).

При выполнении разворота дважды: на 04:53:56 (в течение 0,5с) и на 04:54:14 (в течение 18с) регистрировалась РК «Крен велик» (см. рис. 16, 17 соответственно). Данная РК регистрируется при достижении угла крена самолета больше 32°.

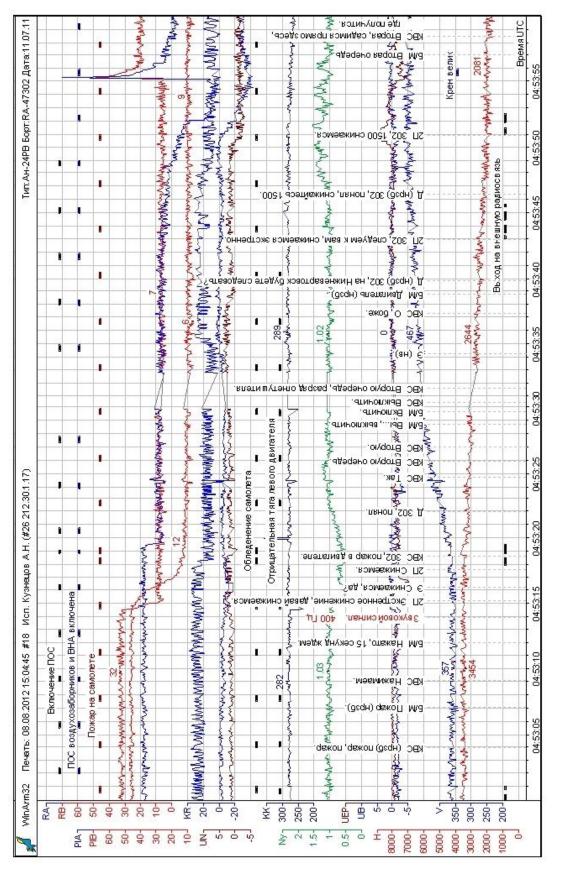


Рис. 15. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ в момент визуального обнаружения пожара.

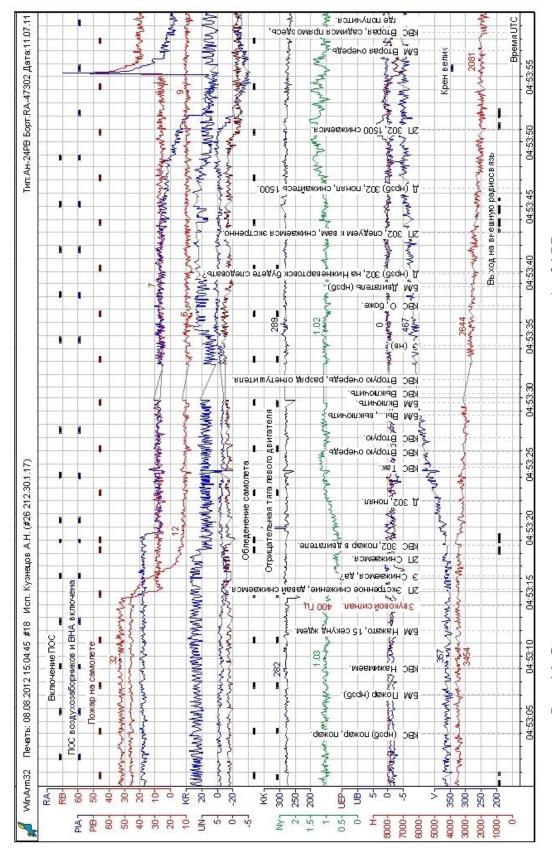


Рис. 16. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 PB при принятии решения об экстренном снижении.

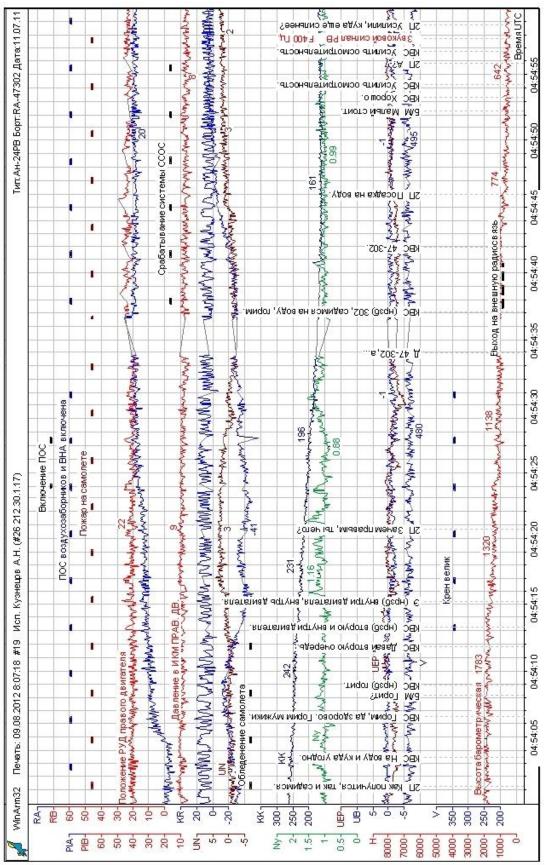


Рис. 17. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ при принятии решения о вынужденной посадке.

Примечание:

Сигнализация предельных кренов предназначена для предупреждения экипажа о достижении углов крена самолета $(32\pm2)^{\circ}$ в маршрутном полете и $(15\pm1,5)^{\circ}$ при взлете и заходе на Переключение посадку. величин порогов сигнализации происходит при скорости 230 км/ч автоматически. При выполнении разворотов с кренами более предельных загораются светосигнальные табло «ВЕЛИК КРЕН ЛЕВ» или «ВЕЛИК КРЕН ПРАВ», расположенные на козырьках приборных досок пилота. При уменьшении крена табло гаснут.

С 04:54:01 по 04:54:05 между вторым пилотом и КВС произошел диалог о предстоящей посадке. Второй пилот: «Как получится, так и садимся». КВС: «На воду и куда угодно».

В 04:54:13 КВС дал команду о разрядке огнетушителей противопожарной системы внутрь левого двигателя. Бортмеханик привел в действие противопожарную систему внутрь левого двигателя, но это не привело к ликвидации пожара.

На высоте $H_{\rm b} \sim 1000$ метров на приборной скорости 480 км/ч КВС, в 04:54:37, доложил диспетчеру: «... 302, садимся на воду, горим. 47302». Практически одновременно с докладом КВС (в 04:54:38) на борту сработала система сигнализации опасного сближения с землей, о чем свидетельствует появление РК «Срабатывание системы ССОС». Данная РК регистрировалась в течение 18с (см. рис. 17).

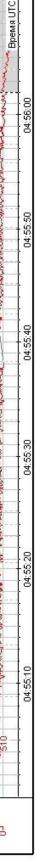
КВС приказал всем члена экипажа усилить осмотрительность. В 04:54:58 сработала звуковая сигнализация радиовысотомера, информируя экипаж о достижении истинной высоты 500 метров (задатчик опасной высоты на радиовысотомере был установлен КВС на значение 500 метров при проведении предпосадочной подготовки для посадки в аэропорту Нижневартовск).

В 04:55:13 второй пилот доложил: «*На реку идем*». Через 7с КВС указал место посадки: «...вон туда на плес» (рис. 18). КВС дал указание: «Пассажирам пристегнуться...» (табл. 6).

Таблица 6

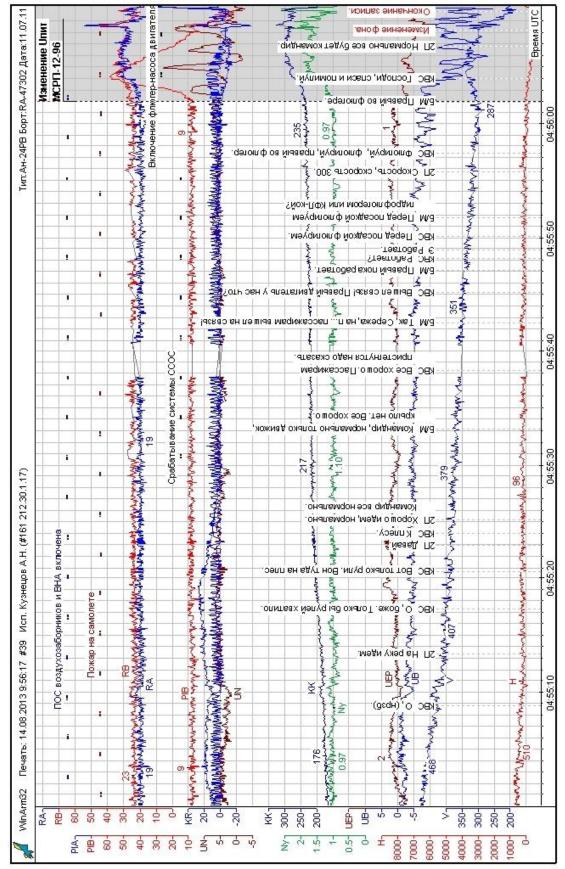
| 04:55:24,6 | 04:55:27,7 | 2Π | Хорошо идем, нормально. Командир все нормально. |
|------------|------------|------------------------|--|
| 04:55:32,5 | 04:55:36,5 | Б/М | Командир, нормально только движок, крыло нет. Все |
| | | D / 1 V1 | хорошо. |
| 04:55:37,5 | 04:55:40,7 | КВС | Все хорошо. Пассажирам пристегнуться (нрзб) сказать. |
| 04:55:41,7 | 04:55:44,0 | Б/М | Так, Сережа, на п пассажирам вышел на связь! |

В 04:55:30 система МСРП-12-96 повторно, в течение 25с, зарегистрировала РК «Срабатывание системы ССОС». (см. рис. 18).



на заключительном этапе полета до прекращения регистрации полетной информации системой МСРП-12-96.

Рис. 18. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ



Определившись с местом посадки, КВС оговорил с бортмехаником порядок выключения правого двигателя: «Перед посадкой флюгируем». Анализом информации, зарегистрированной МСРП–12-96, МС–61, а также из объяснительных экипажа установлено, что за 6...7 секунд до приводнения на скорости около 300 км/ч бортмеханик по команде КВС выключил правый двигатель с флюгированием воздушного винта кнопкой КФЛ – 37 (табл. 7).

Таблица 7

| 04:55:44,3 04 | 1:55:46,6 | КВС | Вышел связь! Правый двигатель у нас что? |
|---------------|-----------|-----|---|
| 04:55:46,9 04 | 1:55:48,7 | Б/М | Правый пока работает. |
| 04:55:47,4 04 | 1:55:48,2 | КВС | Работает? |
| 04:55:48,9 04 | 1:55:50,3 | КВС | Перед посадкой флюгируем. |
| 04:55:50,8 04 | 1:55:54,0 | Б/М | Перед посадкой флюгируем гидрофлюгером или КФЛ-кой? |
| 04:55:54,7 04 | 1:55:56,1 | 2Π | Скорость, скорость 300. |
| 04:55:56,3 04 | 1:55:59,8 | KBC | Флюгируй, флюгируй, правый во флюгер. |
| 04:55:56,3 04 | 1:55:56,9 | Э | (нрзб). |
| 04:56:00,2 04 | 1:56:01,2 | Б/М | Правый во флюгере. |
| 04:56:02,9 04 | 1:56:05,1 | КВС | Господи, спаси и помилуй. |
| 04:56:05,6 04 | 1:56:06,8 | 2Π | Нормально все будет командир. |
| 04:56:06,8 04 | 1:56:08,2 | | Изменение фона. |
| 04:56:08,2 | | | Окончание записи. |

После выключения правого двигателя, в 04:56:01, произошло изменение напряжения питания системы МСРП-12-96, после чего зарегистрированные параметры можно оценивать только качественно. Из-за отсутствия в перечне регистрируемых системой МСРП-12-96 параметров углов тангажа и атаки, оценить характер движения самолета по этим параметрам не представилось возможным.

По информации, зарегистрированной системами МСРП-12-96 и К3-63, в 04:56:08, на скорости 240...250км/ч, произошло приводнение самолета с перегрузкой 1,4g (рис. 19) с полностью отклоненным рулем высоты на кабрирование (см. рис. 18).

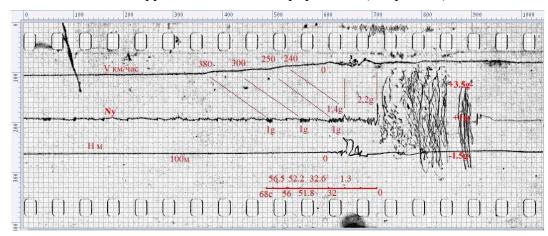


Рис. 19. Сигналограмма записи параметров, зарегистрированных системой K3-63 при приводнении самолета Aн-24PB RA-47302.

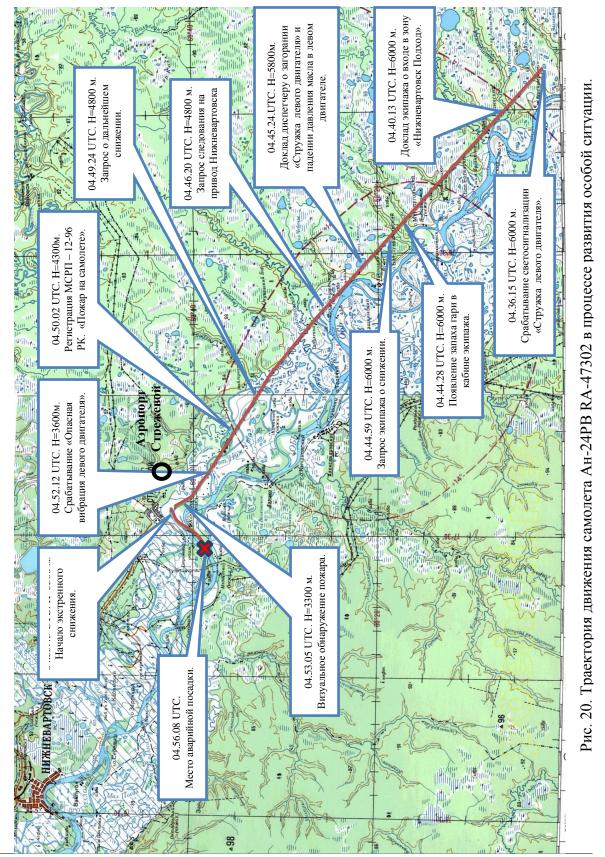
В процессе движения по воде происходили столкновения самолета с неровностями дна реки, после чего он остановился. При столкновениях самолета с препятствиями значения вертикальной перегрузки выходили за пределы тарирования датчика системы К3-63: +3,5g...-1,5g.Расчетная траектория полета самолета Ан-24 РВ RA-47302 с момента возникновения особой ситуации на борту до выполнения вынужденной посадки на реку Обь представлена на рис. 20.

Таким образом, анализом параметрической и речевой информаций, зарегистрированных системами МСРП-12-96, К3-63 и МС-61Б, установлена следующая хронология развития особой ситуации при выполнении полета самолёта Ан-24РВ RA-47302.

| 03:10:00 | взлет самолета из аэропорта Томск |
|------------------|---|
| 04:36:15 | появление сигнализации о стружке в масле левого двигателя |
| 04:44:26 | - появление запаха гари |
| 04:44:41 | - принятие решения о следовании на запасной аэродром |
| | Нижневартовск |
| 04:45:09 | звуковой сигнал продолжительностью 1,6с |
| 04:49:58 | звуковой сигнал продолжительностью 1,6с |
| 04:50:02 | регистрация системой МСРП-12-96 РК «Пожар на самолете» |
| 04:51:58 | звуковой сигнал продолжительностью 1,1с |
| 04:52:12 | - загорание лампы «Опасная вибрация левого двигателя» г |
| | регистрация системой МСРП-12-96 соответствующей РК |
| 04:52:15 | - регистрация системой МСРП-12-96 РК «Отрицательная тяг |
| | левого двигателя» |
| 04:52:17 | звуковой сигнал продолжительностью 4,9с |
| 04:52:1704:52:30 | - выполнение экипажем действий по выключению левого |
| | двигателя |
| 04:53:05 | визуальное обнаружение пожара экипажем (КВС) |
| 04:53:0904:53:59 | - выполнение экипажем действий по тушению пожара |
| 04:53:13 | - звуковой сигнал, прослушиваемый практически до момент |
| | приводнения |
| 04:53:15 | принятие решения об экстренном снижении |
| 04:53:19 | - доклад диспетчеру о пожаре в двигателе |
| 04:54:0104:54:05 | принятие решения о выполнении посадки на воду |
| 04:54:36 | - доклад диспетчеру о посадке на воду |
| 04:55:20 | определение экипажем места посадки |

04:56:02 – выключение правого двигателя экипажем с флюгированием воздушного винта
 04:56:08 – приводнение самолета

04:56:09 — прекращение регистрации параметров системой МСРП-12-96



МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

2.2. Анализ работы левого двигателя, его систем и агрегатов при возникновении и развитии особой ситуации

Как установлено хронологией развития событий, в 04:36:15 экипаж констатировал факт появления сигнала о стружке в масле левого двигателя по загоранию светосигнального табло «Стружка в масле левого двигателя».

В дальнейшем, в 04:50:02, системой МСРП-12-96 зарегистрирована РК «Пожар на самолете», а еще через 3 мин 2с экипажем визуально был обнаружен пожар в мотогондоле левого двигателя. Все попытки потушить пожар бортовыми средствами пожаротушения успехом не увенчались.

Для установления причин возникновения пожара в левом двигателе были проведены специальные исследования и анализ полученных результатов.

2.2.1. Анализ технического состояния левого двигателя

Анализ результатов проведенных исследований показал следующее.

Двигатель имеет следы воздействия пожара в основном в верхней левой передней части (рис. 21). Стык корпуса в зоне соединения компрессора и камеры сгорания раскрыт, фланец корпуса камеры сгорания деформирован. Болты крепления на участке раскрытия стыка отсутствуют. В верхней части корпуса двигателя фрагменты электроколлектора отсутствуют.

Электропроводка находится в оголённом состоянии, а также частично отсутствует и местами оплавлена. Состояние в верхней части компрессора указывает на достаточно длительное воздействие пожара в верхней части двигателя.

Разборка двигателя со стороны последней ступени турбины показала, что лопатки рабочих колес и сопловых аппаратов повреждены, а в нижней части газового тракта турбины имеются многочисленные фрагменты трубопроводов, болтов, роликов и шпилек (рис. 22...25).

Это указывает, что при работе двигателя по проточной части турбины перемещались элементы разрушенных узлов двигателя.

Спектральный анализ извлеченных из двигателя фрагментов показал, что по тракту турбины в процессе развития аварийной ситуации при работающем двигателе перемещались детали разрушенного роликового подшипника опоры турбины, фрагменты разрушенных болтов соединения дисков турбины с валом, дефлектора или лабиринтных колец, а также фрагменты разрушенного масляного трубопровода.

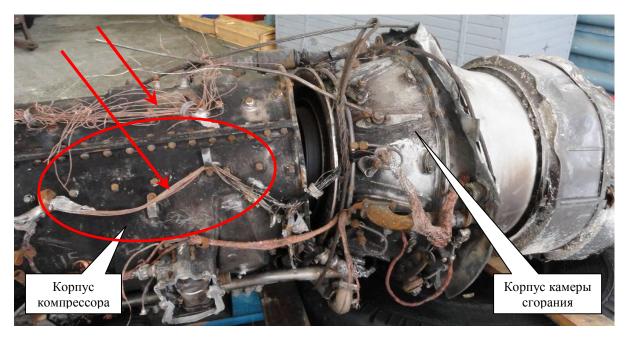


Рис. 21. Общий вид верхней части корпуса двигателя в состоянии поступления на исследование.

Электропровода без электроколлектора, сгоревшего во время пожара, показаны красными стрелками.

Овалом обозначена зона длительного действия высоких температур, возможно наиболее высоких.

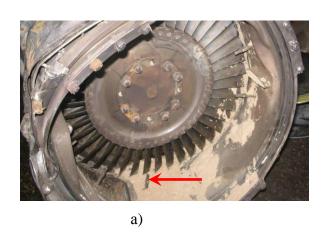




Рис. 22. Виды рабочего колеса III ступени турбины перед разборкой (а) и после разборки (б). Стрелкой показан посторонний металлический предмет.

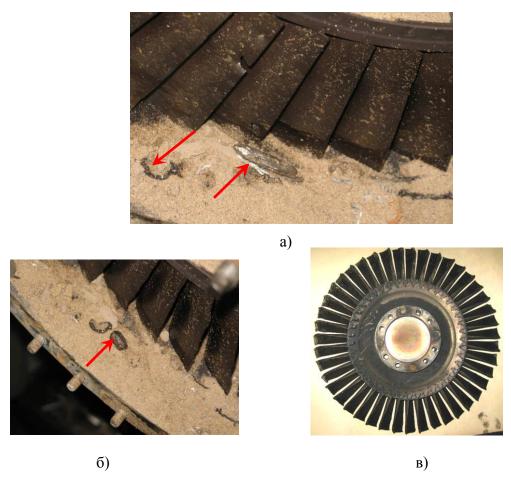


Рис. 23. Виды слева (а) и справа (б) от центральной нижней зоны корпуса турбины за второй ступенью. Стрелками показаны посторонние предметы. На виде (в) показано рабочее колесо второй ступени турбины после разборки.

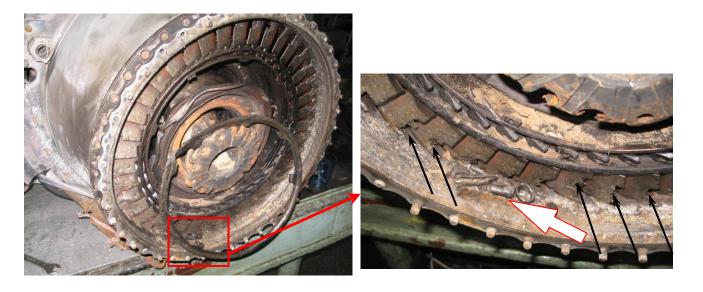


Рис. 24. Общий вид состояния соплового аппарата первой ступени турбины. Выделена зона с посторонними предметами (показана полой стрелкой). Черными стрелками показаны повреждения лопаток соплового аппарата.



Рис. 25. Вид рабочего колеса первой ступени турбины с поврежденными лопатками.

Вал турбины разрушен в зоне камеры сгорания по трубчатому сечению рядом с шлицевым наконечником, что сопровождалось значительными повреждениями ответных частей в виде пластической деформации (рис. 26, 27). Узел соединения вала турбины с валом компрессора также разрушен (рис. 28, 29).

Шпильки крепления рабочих колес турбины к валу разрушены по головкам (рис. 30). Разрушения всех шпилек сопровождалось односторонней пластической деформацией, направление которой указывает, что разрушающая нагрузка возникла в результате торможения вала турбины.

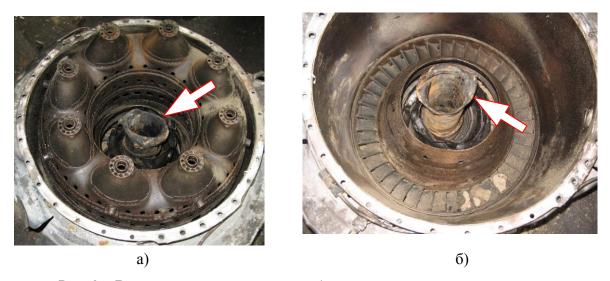


Рис. 26. Виды разрушенного вала турбины со стороны компрессора на камеру сгорания (а) и со стороны камеры сгорания на компрессор (б) с интенсивной пластической деформацией в результате его скручивания (показана стрелками).



Рис. 27. Виды фрагментов разрушенного вала турбины: а – шлицевой наконечник соединения с валом компрессора; б – ответная задняя часть с внутренним кольцом роликового подшипника опоры турбины (показана стрелкой).

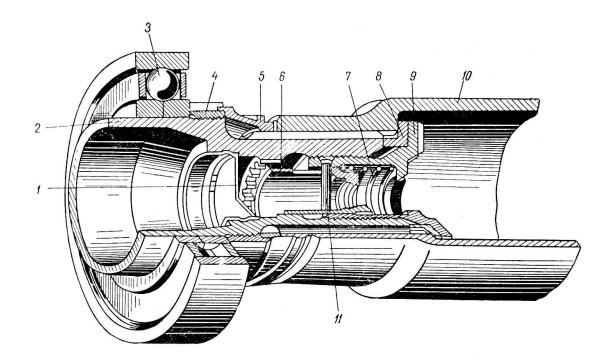


Рис. 28. Узел соединения вала компрессора с валом турбины: 1 — заглушка; 2 — задний вал (компрессора); 3 — шарикоподшипник; 4 — гайка крепления внутренних полуколец шарикоподшипника; 5 — дистанционная втулка; 6 — шлицевая втулка; 7 — пружина; 8 — упорная втулка; 9 — болт; 10 — вал турбины; 11 — палец.

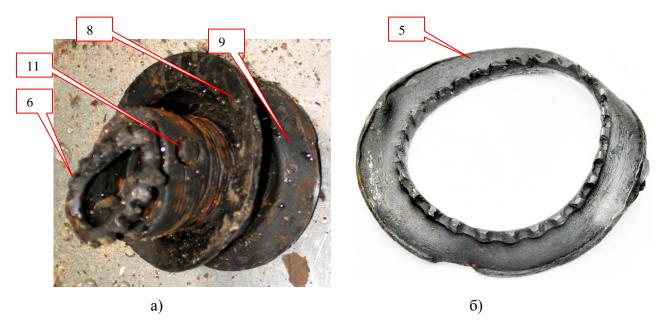


Рис. 29. Виды (a, б) деталей узла соединения вала компрессора с валом турбины. Обозначения деталей соответствуют обозначениям на рис. 28.



Рис. 30. Вид разрушенных шпилек соединения рабочих колес турбины с валом. Стрелками показана пластическая деформация.

Роликовый подшипник опоры турбины разрушен полностью и от него осталось несколько неповреждённых роликов и фрагмент сепаратора (рис. 31).



Рис. 31. Вид роликов и фрагмента разрушенного сепаратора роликового подшипника опоры турбины.

Шариковый подшипник задней опоры ротора компрессора (рис. 32, 33, 34) разрушен и от него остались деформированные шарики, частично повреждённое одно, разрушенное и пластически смятое другое внутреннее полукольцо, фрагменты разрушенного сепаратора и наружное кольцо с минимальными повреждениями по беговой дорожке. Гайка крепления внутренних полуколец подшипника смята и разрушена.



Рис. 32. Вид повреждений деталей узла установки шарикового подшипника в корпусе камеры сгорания.

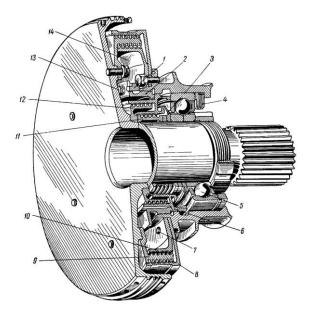


Рис. 33. Узел заднего подшипника компрессора:

1 — сухарь; 2 — гайка; 3 — маслоотражательный щиток; 4 — форсуночное кольцо; 5 — шарикоподшипник; 6, 8, 10 — лабиринтные втулки; 7 — суфлирующий канал; 9 — лабиринтное кольцо; 11, 12 — лабиринтные кольца; 13 — винт; 14 — суфлируемая полость.



Рис. 34. Виды состояния колец шарикового подшипника с разрушенной и деформированной гайкой (а), деформированных шариков и разрушенных фрагментов сепаратора подшипника задней опоры ротора компрессора (б).

Разрушение роликового подшипника (рис. 35) передней опоры ротора компрессора заключается в потере роликами исходной формы из-за износа и задира их материала с оттеснением части перемещаемого материала на края образующихся на роликах лысок в результате нарушения расчетных условий работы вследствие разрушения подшипника задней опоры ротора компрессора.

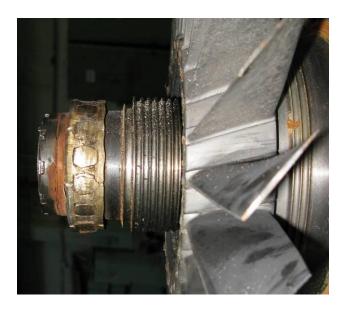


Рис. 35. Вид разрушенного роликового подшипника передней опоры ротора компрессора.

Шлицевой наконечник заднего вала компрессора имеет значительную пластическую деформацию шлицов (рис. 36) от кручения в сторону рабочего вращения ротора двигателя при передаче крутящего момента от турбины и сопротивлении кручению со стороны компрессора. Степень деформации говорит о том, что она была реализована в условиях значительного разогрева вала компрессора. Такая деформация шлицов произошла в результате разрушения задней опоры компрессора, смещения ротора компрессора вперед и задевания деталей ротора компрессора о детали статора, обусловленных разрушением шарикового подшипника, при передаче крутящего момента с вала турбины на вал компрессора.



Рис. 36. Вид шлицевой части вала компрессора с деформированными шлицами.

Разрушения подшипника опоры турбины, лабиринтных колец и дефлектора, трубопроводов маслоснабжения подшипника турбины, фрагментарно прошедших по ее газовоздушному тракту, также произошли при работающем двигателе до разрушения вала турбины. Это указывает, что разрушения шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора являются первичными по отношению к разрушениям деталей узла турбины.

Разрушение вала турбины было обусловлено его скручиванием до потери устойчивости и его окончательным срезом от кручения при сопротивлении вращению со стороны компрессора. После разрушения вала турбины произошло самовыключение двигателя.

Для установления характера выключения левого двигателя был проведен анализ материалов объективного контроля совместно с результатами исследований технического состояния двигателя.

На рис. 37 представлена сигналограмма с записью параметров полета самолета Ан-24PB RA-47302 в момент выключения левого двигателя. Как следует из рис. 37, при нахождении РУД двигателя в положении «Полетный малый газ» (16° по УПРТ), после РК вибрация левого двигателя» появления «Опасная (04:52:12), в 04:52:15 зарегистрирована РК «Отрицательная тяга левого двигателя». Регистрация указанной РК совпала с уменьшением давления ИКМ практически до нуля, что в рассматриваемом случае свидетельствует о интенсивном торможении ротора двигателя. Исследованиями установлено, что торможение ротора двигателя происходило в результате врезания ротора компрессора в статор из-за разрушения задней опоры ротора компрессора. Вероятно, в этот момент времени произошло разрушение вала турбины, и двигатель выключился. Регистрация РК «Включение флюгер-насоса двигателя» в этот момент свидетельствует о приведении в действие бортмехаником системы ручного флюгировании воздушного винта.

Примечание: Двигатель АИ-24 оборудован системой автоматического флюгирования воздушного винта:

- а) по крутящему моменту: система срабатывает при режиме работы двигателя больше 35° по УПРТ, когда произойдет падение давление масла в ИКМ ниже 10 кг/см²;
- б) по отрицательной тяге на валу винта: система срабатывает при появлении отрицательной тяги на валу винта больше настройки 720...850 кг и на режиме больше 26° по УПРТ;
- в) по предельным оборотам двигателя: при некоторых условиях, когда обороты турбины будут больше 17200 в минуту,

винт автоматически зафлюгируется.

Кроме системы автоматического флюгирования, двигатель снабжен системой ручного флюгирования винта.

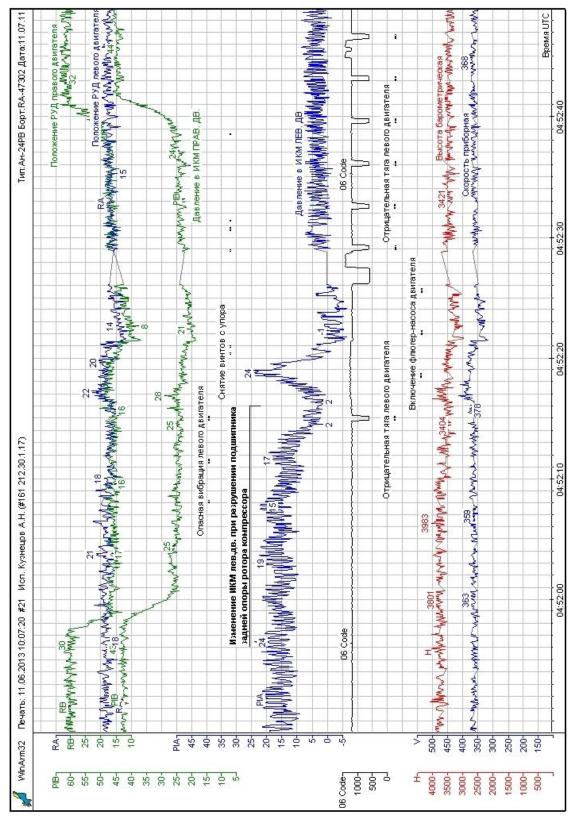


Рис. 37. Сигналограмма записи параметров полета самолета Ан-24 РВ при выключении левого двигателя.

Таким образом, в рассматриваемом случае, при работе двигателя на режиме «Полетный малый газ» (16° по УПРТ) и разрушении двигателя флюгирование воздушного винта возможно только вручную.

Проведенный анализ дает основание утверждать, что после появления РК «Опасная вибрация левого двигателя» произошло интенсивное торможение ротора двигателя, что привело к его самовыключению, а действия бортмеханика по выключению двигателя (флюгированию воздушного винта) совпали по времени с разрушением ротора турбины.

2.2.2. Анализ технического состояния шарикового подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора левого двигателя

В результате выкладки деталей узла шарикоподшипника задней опоры ротора компрессора установлено, что на лабораторное исследование представлены все комплектующие элементы (рис. 38).

Осевая сила, действующая на шарикоподшипник задней опоры ротора компрессора, направлена по направлению полета (рис. 39). Соответственно от осевой силы в подшипнике наиболее нагруженными являются бурт наружного кольца со стороны компрессора и внутреннее полукольцо со стороны турбины.



Рис. 38. Вид деталей узла шарикового подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора:

- 1 гайка крепления внутренних полуколец подшипника;
- 2 гайка крепления наружного кольца подшипника; 3 форсуночное кольцо;
- 4 внутреннее полукольцо подшипника; 5 внутреннее полукольцо подшипника;
 - 6 наружное кольцо подшипника; 7 лабиринтное кольцо.



Рис. 39. Виды с разных сторон (а, б) наружного и внутренних полуколец шарикового подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора.

Полыми стрелками показано направление действия осевой нагрузки, красными стрелками – место выреза образца для проведения исследований.

Фактическое состояние колец подшипника указывает, что он работал в узле камеры сгорания в положении, когда маркировка завода-изготовителя подшипника на наружном кольце и менее поврежденное внутреннее полукольцо обращены в сторону редуктора (рис. 40). Согласно технологической карте ТРД-АИ-24-03-51 «Монтаж задней опоры ротора компрессора», подшипник 276214БТ2 должен устанавливаться в корпус камеры сгорания наоборот (рис. 41).



Рис. 40. Виды торцов наружного кольца (a) и внутреннего полукольца (б) разрушенного подшипника 276214БТ2, обращенные при работе в сторону редуктора.



Рис. 41. Вид шарикового подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора, отработавшего ресурс в положении, соответствующем требованиям ТРД-АИ-24-03-51 «Монтаж задней опоры ротора компрессора». Стрелками показаны следы со стороны турбины от гайки крепления внутренних полуколец.

Примечание: В соответствии с картой ТРД-АИ-24-03-51 «Монтаж задней опоры ротора компрессора», переход 5: «Поставить шарикоподишпник по месту в корпусе камеры сгорания»; эскизы и технические условия: «Базовая поверхность с клеймом «V» на внутренней обойме должна быть обращена в сторону редуктора, а комплектовочные номера на сепараторе и на наружной обойме — в сторону турбины» (рис. 42).

ГОСТ 24642-81 п. 1.22: База — элемент детали (или выполняющее ту же функцию сочетание элементов), по отношению к которому задается допуск расположения или суммарный допуск формы и расположения рассматриваемого элемента, а также определяется соответствующее отклонение.

При правильной установке подшипника опорной деталью для стороны наружного кольца с комплектовочными номерами является форсуночное кольцо (рис. 43, см. рис. 33, поз. 4). В сторону базовой поверхности наружного кольца (без каких-либо маркировок) должна упираться лабиринтная втулка 24-01-224 (рис. 44, см. рис. 33, поз. 6).

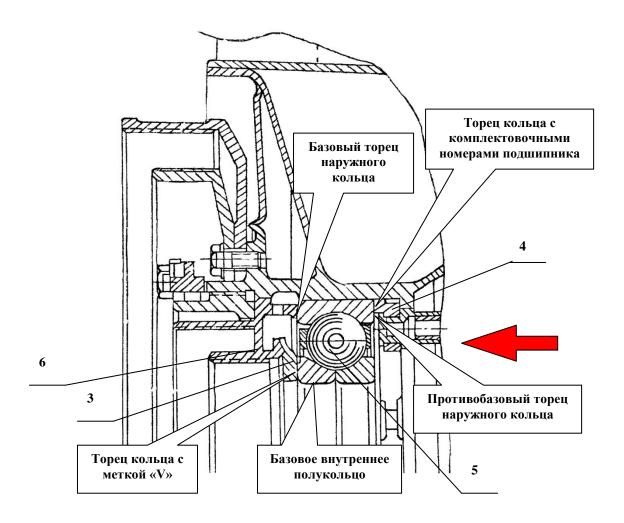


Рис. 42. Эскиз узла шарикового подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора. Нумерация деталей соответствует нумерации на рис. 33. Стрелкой показано направление действия осевой нагрузки от ротора компрессора.

Ширина опорной поверхности форсуночного кольца составляет 6 мм, а след контакта с наружным кольцом подшипника – 4,5 мм (рис. 45). След контакта с ответной деталью на базовом торце наружного кольца имеет ширину 4,5 мм (рис. 46), что соответствует следу контакта на форсуночном кольце.



Рис. 43. Виды с двух сторон форсуночного кольца (а) и разрушенной гайки крепления внутренних полуколец шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора (б).



Рис. 44. Вид лабиринтной втулки 24-01-224 (а) со стороны опорного торца (б). Стрелкой на опорном торце показаны следы схватывания материала с торцом наружного кольца подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора.

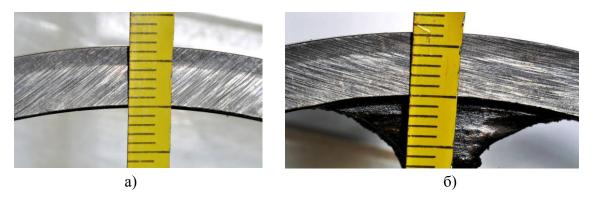


Рис. 45. Виды (а, б) опорной поверхности форсуночного кольца с приложением линейки к следу контакта с наружным кольцом подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора.



Рис. 46. Вид базового торца наружного кольца подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора со следом контакта с ответной деталью (ширина 4,5 мм) - форсуночным кольцом.

Ширина опорной поверхности лабиринтной втулки 24-01-224 составляет 3,5 мм (см. рис. 44). След контакта с ответной деталью на противобазовом торце наружного кольца (поверхность с комплектовочными номерами) имеет ширину 3,5 мм (рис. 47), что соответствует ширине опорной поверхности лабиринтной втулки 24-01-224. Кроме этого, на опорной поверхности лабиринтной втулки и на противобазовом торце наружного кольца подшипника имеются ответные следы схватывания материалов (рис. 48, см. рис. 44).



Рис. 47. Вид противобазового торца наружного кольца (поверхность с комплектовочными номерами) подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора со следом контакта с ответной деталью (ширина 3,5 мм) - лабиринтной втулкой 24-01-224.



Рис. 48. Следы схватывания материала (а, б, показаны стрелками) на противобазовом торце наружного кольца подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора.

Такой характер схватывания свидетельствует о неравномерности контактного напряжения по периметру контактирующих поверхностей деталей. Указанный вид повреждения может наблюдаться для начальной стадии фреттинг-коррозии, когда в результате повышенного значения контактной нагрузки вследствие пластической деформации происходит локальное схватывание по вершинам неровностей деталей, но еще без образования продуктов износа и последующего изнашивания с образованием глубоких каверн.

Вместе с тем, наличие такого повреждения только на локальных участках ответных поверхностей деталей свидетельствует, что на этих участках (и только на этих участках) контактное напряжение было повышенным. То, что такие повреждения были выявлены только на ответных контактных поверхностях лабиринтной втулки 24-01-224 и

противобазовом кольце подшипника (с цифровой маркировкой) подтверждает вывод о том, что при проведении среднего (по техническому состоянию) ремонта подшипник был установлен неправильно.

Неправильная установка подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора в корпус камеры сгорания при среднем (по техническому состоянию) ремонте двигателя в ОАО «Арамильский АРЗ» подтверждается также следующими фактами:

- на торце без клейм наружного кольца подшипника имеются следы контакта, совпадающие по ширине (в радиальном направлении) и по форме (полукруглый отпечаток) соответственно со следами контакта на форсуночном кольце и с геометрией проточки на форсуночном кольце (рис. 49);
- на торце наружного кольца с клеймами след контакта по ширине (в радиальном направлении) совпадает со следом контакта на упорном торце гайки крепления наружного кольца подшипника;
- на посадочной поверхности наружного кольца имеется след, смещенный к торцу с клеймами, от проточки в корпусе камеры сгорания (предназначена для слива масла), расположенной со стороны компрессора (рис. 50 и 51).)

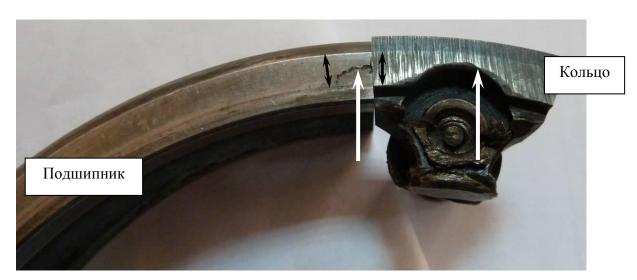


Рис. 49. Сравнение ширины (указаны черными стрелками) и формы (указаны белыми стрелками) следов контакта на торце наружного кольца без клейм шарикоподшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора и форсуночном кольце.

На внутреннем полукольце, установленном со стороны компрессора, метка, обозначающая базовое полукольцо, не выявлена. На внутреннем полукольце, установленном со стороны турбины, из-за значительного повреждения упорного торца

полукольца, подтвердить наличие метки, обозначающей базовое полукольцо, не представилось возможным.



Рис. 50. След, смещенный к стороне кольца с клеймами, на посадочной поверхности наружного кольца исследуемого подшипника от проточки, предназначенной для слива масла, в корпусе камеры сгорания.

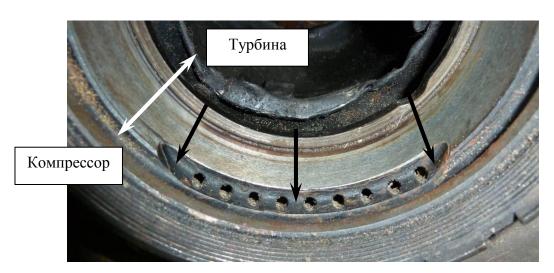


Рис. 51. Проточка, предназначенная для слива масла, в корпусе камеры сгорания (расположена со стороны компрессора).

Таким образом, результаты трасологических исследований показали, что шариковый подшипник 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора эксплуатировался после среднего (по техническому состоянию) ремонта в положении, не соответствующем требованиям ремонтной документации — ТРД-АИ-24-03-51 «Монтаж задней опоры ротора компрессора».

Спектральным анализом установлено: детали шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора изготовлены из стали ШХ15. Согласно требованиям технических условий твердость материала должна составлять HRC = 61...64. Результаты

измерений показали, что фактическая твердость материала (на момент поступления на исследование) деталей шарикоподшипника задней опоры ротора компрессора не соответствует ТУ. Твердость наружного кольца ниже на 5...10% (HRC = 55...59), внутренних полуколец и шариков ниже на 20...33% (HRC = 41...50).

Металлографическим анализом материала деталей узла шарикового подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора (внутреннее базовое полукольцо, внутреннее противобазовое полукольцо, наружное кольцо, шарики, маслоотражательный щиток 24-01-237) установлено, что структура материала представляет собой отпущенный мартенсит и карбиды, что не соответствует требованиям ТУ.

Для оценки температуры разогрева деталей шарикоподшипника в процессе его разрушения были выполнены исследования по разупрочнению стали ШХ15 в термически обработанном состоянии в течение времени развития событий от срабатывания ТСС-24 до разрушения вала турбины (выключения двигателя) (16 мин) и построена кривая разупрочнения стали ШХ15 (рис. 52).

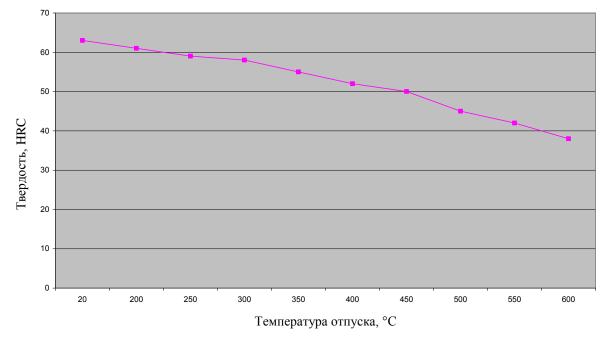


Рис. 52. График изменения твердости на образцах внутреннего кольца подшипника из стали ШX15 в зависимости от температуры отпуска.

Таким образом, на основании микроструктурных исследований деталей подшипника задней опоры ротора компрессора и определения микротвердости можно заключить, что в зонах интенсивной пластической деформации происходил разогрев металла на поверхности шариков, внутреннего полукольца, расположенного со стороны турбины, до температуры аустенитного превращения (850...900°C) стали ШХ15. Вне зоны

интенсивной пластической деформации температура металла внутренних полуколец, шариков достигала 500...600°С, а наружного кольца шарикового подшипника 350...500°С.

Условия нагружения каждого конкретного подшипника однозначно определяют его долговечность по тем или иным критериям. Иначе говоря, определяют реализуемые механизмы контактного повреждения элементов подшипника и скорость исчерпания его исходной конструктивной прочности при этих механизмах.

Фактически любые особенности монтажа подшипника (и допустимые конструкторской документацией и недопустимые) априори влияют на его долговечность, и в каждом конкретном случае имеет смысл говорить лишь о знаке (положительном или отрицательном) и степени этого влияния.

Поскольку допуски на геометрию и пространственное положение торцевых поверхностей внутренних полуколец (обойм) подшипников типа 276214БТ2 относительно их посадочных (на вал) поверхностей различны, то различны будут и условия нагружения таких подшипников при их монтаже той или другой стороной в одно и то же место даже при прочих равных условиях.

Требования конструкторской документации к монтажу ограничивают в определенных пределах возможные варианты реализуемых условий нагружения подшипника, а несоблюдение этих требований не исключает возможности выхода за эти пределы, причем не обязательно в худшую для условий работы подшипника сторону.

В исследуемом случае монтаж подшипника базовой поверхностью в противоположную сторону по отношению к требуемой по ТУ безусловно повлиял на условия его нагружения и соответственно на его фактическую долговечность. Сильные повреждения всех элементов задней опоры ротора компрессора не позволили оценить это влияние ни качественно (увеличило или наоборот снизило нагруженность подшипника), ни количественно (в какой мере изменило нагруженность подшипника).

В соответствии с чертежом A276214БТ2.52-ЕТУ 100 на внутренние полукольца подшипника непараллельность их дорожек качения относительно базового торца не должна превышать 0,009 мм, а относительно противобазового торца – 0,015 мм. Согласно чертежу A276214БТ2.01-ЕТУ 100 непараллельность дорожки качения наружного кольца относительно базового торца не должна превышать 0,015 мм, а непостоянство ширины наружного кольца не должна превышать 0,008 мм. Поэтому максимально допустимая непараллельность дорожек качения колец подшипника при его установке базовой стороной в заплечики вала не должна превышать 0,024 мм, а при неправильной установке непараллельность может составить 0,038 мм.

Кроме того, как следует из дела ремонта двигателя, в контрольной карте 24-09-4.11 дефектации шарикоподшипников данные по посадочному диаметру наружного кольца, посадочному диаметру внутренних колец, а также по разноразмерности шариков, отсутствуют (см. раздел 1.18). Поэтому, оценить качество установки подшипника в узел задней опоры ротора компрессора не представилось возможным.

По данным ГП «Ивченко - Прогресс» зафиксировано 25 случаев разрушения шарикоподшипников задней опоры ротора компрессора авиадвигателей АИ-24. По данным научно-технического отчета «Исследование влияния отказов функциональных систем самолета Ан-26 на безопасность полетов и летную годность по результатам сбора, систематизации и обработки статистических данных за весь период эксплуатации» (ГосНИИ ГА и МАК, 2005 г.) имело место еще несколько случаев разрушений данных подшипников. Анализ результатов исследований показывает, что в 5 случаях причиной разрушения подшипников была его работа с перекосом колец.

Из статистических данных следует, что шарикоподшипник задней опоры ротора компрессора двигателя АИ-24 чувствителен к работе в условиях перекоса колец. В 4-х случаях из 5-ти разрушения подшипников сопровождались усталостным разрушением сепаратора, что является характерным признаком работы подшипника с перекосом его колец. При работе подшипника с перекосом колец происходит нарушение траектории и равномерности движения шаров по желобам подшипника. Шары двигаются не по окружности, а по эллипсу, в результате чего их скорости на разных участках движения меняются. Сепаратор же, объединяющий все шары, движется с постоянной скоростью. В результате рассогласования скоростей движения шаров и сепаратора часть шаров опережают сепаратор, часть шаров отстают от сепаратора, в результате чего шары циклически воздействуют на поперечные перемычки сепаратора, вызывая их износ, усталостные выкрашивания, а в конечном итоге и разрушение самого сепаратора.

В исследуемом случае сепаратор шарикоподшипника разрушен, и большая его часть отсутствует. Но на одном из сохранившихся фрагментов этого сепаратора, извлеченном из полости откачки масла от роликоподшипника турбины, изломы по боковым перемычкам имеют признаки разрушения под воздействием циклической нагрузки (рис. 53).

На это указывает заметное, даже на существенно загрязненном изломе, увеличение шероховатости его поверхности в направлении развития разрушения (рис. 54). При прочих равных условиях это увеличение говорит об увеличении вязкости разрушения по мере распространения трещины. Наиболее вязкое разрушение реализуется при однократном действии напряжений, достигших предела прочности материала (чисто

статическое разрушение), более хрупкое – при меньших уровнях напряжений, имеющих циклический характер.

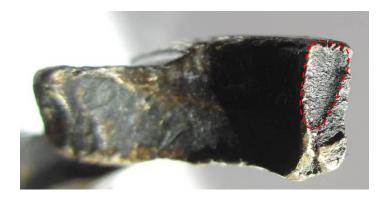


Рис. 53. Вид излома боковой перемычки сепаратора с зоной, имеющей признаки циклического разрушения (указана пунктирной линией).

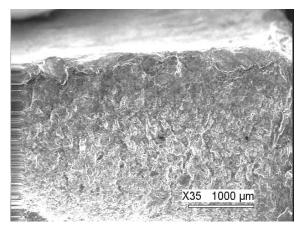


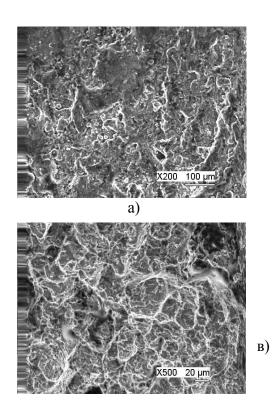
Рис. 54. Общий вид излома

(повернут на 90° по часовой стрелке относительно вида на рис. 53).

Различия в вязкости эксплуатационного разрушения материала сепаратора и его разрушения при искусственном доломе, исследованные на электронном сканирующем микроскопе, показаны на рис. 55. На рис. 55 видно, что чисто статическому разрушению отвечает вязкий ямочный рельеф излома (рис. 55в), а в эксплуатации произошло значительно более хрупкое разрушение материала (рис. 55а, б).

Следы контакта с шарами в виде износа материала в окнах сепаратора в отдельных зонах имеют повышенную степень. Наружная поверхность сепаратора также изношена. Цилиндрические поверхности буртов наружного кольца подшипника, по которым происходит центровка сепаратора, имеют ответные следы интенсивного контакта с сепаратором вплоть до износа материала кольца. Как было отмечено выше, на одном из

буртов наружного кольца подшипника наблюдается снижение твердости до HRC = 55 по всей его ширине, что свидетельствует о нагреве до температуры не менее 350°C.



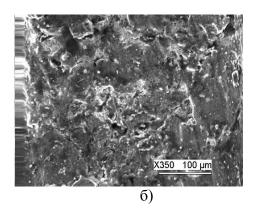


Рис. 55. Вид поверхности разрушения в начальной зоне (а, б) и в зоне искусственного долома (в).

Такое состояние подшипника не исключает, что в процессе его работы произошло усталостное разрушение сепаратора по боковой перемычке, в результате чего сепаратор «раскрылся» и стал тереться о центрирующий бурт наружного кольца. Это привело к некоторому повышению температуры подшипника, а также к попаданию на шары и беговые дорожки колец продуктов износа материала сепаратора (от трения о наружное кольцо). Засорение подшипника продуктами износа сепаратора увеличило силы трения в подшипнике, что повлекло дальнейший разогрев подшипника. Последовательное повышение температуры подшипника вызвало также последовательное уменьшение в нем зазоров, что еще больше увеличило контактные нагрузки.

В дальнейшем, наиболее вероятно, началось усталостное выкрашивание рабочих поверхностей шаров и беговых дорожек, за которым последовал переход от качения шаров по дорожкам к скольжению и полное разрушение подшипника.

Таким образом, анализ проведенных исследований деталей подшипника 276214БТ2 показал, что наиболее вероятной причиной его разрушения явилась работа с повышенным перекосом колец.

Значительные вторичные повреждения деталей узла задней опоры ротора компрессора не позволили однозначно установить, чем конкретно был обусловлен

повышенный перекос колец подшипника. В общем случае повышенный перекос колец мог быть реализован:

- в результате неблагоприятного сложения имевшихся у сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора биений (в пределах ТУ) с биением подшипника, полученным из-за его неправильной установки;
- из-за отклонений от ТУ геометрии сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора.

Исследованием термостружкосигнализатора ТСС-24 установлено, что канал отвода масла от шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора полностью заполнен металлической стружкой (рис. 56). После разборки агрегата выявлено, что фильтр канала отвода масла от шарикового подшипника ротора компрессора также заполнен значительным количеством разных по размеру металлических частиц (рис. 57). При исследовании металлической стружки из фильтра и канала ТСС-24 откачки масла из полости шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора с использованием бинокулярного микроскопа МБС-2 было установлено, что основная масса стружки представляет собой магнитные металлические частицы серебристо-черного цвета (рис. 58).

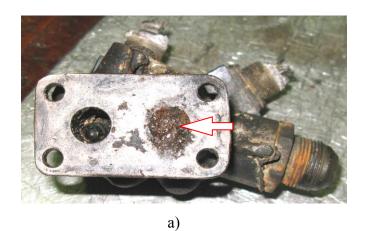




Рис. 56. Виды термостружкосигнализатора TCC-24 с заполненным каналом отвода масла (показан стрелкой) из полости шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора (а) и извлеченных из этого канала посторонних металлических частиц (б).

В общей массе стружки была обнаружена металлическая частица желто-красного цвета. Для проведения сравнительного полуколичественного спектрального анализа были использованы образцы фрагментов сепараторов подшипников.



Рис. 57. Вид фильтра из канала отвода масла из полости шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора с посторонними металлическими частицами.



Рис. 58. Вид металлической стружки, извлеченной из канала TCC-24 отвода масла из полости шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора.

Результаты спектрального анализа показали, что в фильтре и канале ТСС-24 откачки масла из полости шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора скопилась металлическая стружка, являющаяся продуктами разрушения колец, шариков и сепаратора указанного подшипника. По внешнему виду стружка представляет собой плоские чешуйки с округлыми краями (рис. 59).

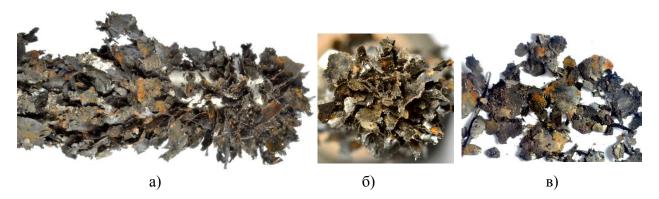


Рис. 59. Виды (а, б, в) чешуйчатой стружки, извлеченной из фильтра и канала ТСС-24 откачки масла из полости шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора двигателя.

Таким образом, анализ проведенных трасологических, металлографических исследований, а также результаты спектрального анализа деталей подшипника и стружки, извлеченной из термостружкосигнализатора ТСС-24, показали, что разрушение подшипника происходило по механизму контактной усталости (усталостного выкрашивания).

Примечание: Усталостное

(контактная изнашивание усталость) изнашивание в результате образования и развития усталостных трещин в поверхностных слоях материала, возникающее в условиях многократного упругого контактирования поверхностей деталей при трении качения или качения с проскальзыванием. В результате многократного нагружения в поверхностных слоях материала постепенно накапливаются микроповреждения, которые могут в определённый момент превратиться микротрещины. Микротрещины могут возникнуть прямо на поверхности, но чаще они возникают на некоторой глубине, которая зависит от формы контактирующих поверхностей и распределения действующих нагрузок. При последующих нагружениях микротрещина увеличивается. Она постепенно принимает форму, соответствующую форме площадки упругого контакта между деталями.

Выкрашивание и скол частиц материала происходит в результате возникновения и развития в поверхностном слое материала усталостных трещин или действия значительных нагрузок. В результате выкрашивания на поверхности образуются ямки, донные участки которых представляют собой усталостный излом, по рисунку напоминающий веер или морскую раковину. При выкрашивании происходит значительное повреждение поверхности трения, и образуются твердые и сравнительно крупные частицы износа, которые при попадании между деталями могут вызывать значительные повреждения и приводить к выходу из строя узлов и агрегатов.

Важно отметить, что разрушение по механизму контактной усталости характерно для работы подшипника в условиях нормального поступления масла. Об отсутствии масляного голодания также свидетельствуют следы вторичной подкалки на шарах и внутреннем полукольце подшипника, расположенного со стороны турбины.

Кроме того, исследованиями радиатора воздушно-масляного 1313 и маслоагрегата MA-24 установлено, что техническое состояние указанных агрегатов не повлияло на возникновение и развитие особой ситуации (см. раздел 1.16).

Таким образом, можно сделать вывод о том, что масляная система двигателя функционировала штатно и «масляного голодания» подшипника не было.

Изложенные выше материалы позволяют сделать вывод о том, что подшипник работал с повышенным перекосом колец, что вызвало разрушение сепаратора с последующим нарушением условий работы подшипника и могло обусловить реализацию усталостного выкрашивания рабочих поверхностей подшипника. В свою очередь повышенный перекос колец мог быть реализован в результате:

- неблагоприятного сложения имевшихся у сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора биений (в пределах ТУ) с биением подшипника, полученным из-за его неправильной установки;
- из-за отклонений от ТУ геометрии сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора.

С целью уточнения возможности нарушения условий нагружения подшипника вследствие его неправильной установки руководству ГП «Ивченко-Прогресс», ОАО «ВНИПП», ОАО «Мотор Сич» был задан вопрос: может ли неправильная установка подшипника быть причиной его разрушения?

Были получены следующие ответы.

От ГП «Ивченко-Прогресс»: «...Установка подшипника противобазовым торцем в сторону упорного торца вала не может быть причиной усталостного разрушения подшипника 276214БТ2».

От ОАО «Мотор Сич»: «... Согласно информационному бюллетеню № 2-84 ПО ГПЗ-4 «рекомендуется производить установку подшипников с упором в центрирующий фланец или корпус узла базовыми торцами колец», то есть данное условие носит рекомендательный характер».

От ОАО «ВНИПП»: «...Неправильная установка подшипника 276214БТ2 в двигателе АИ-24 2 серии № Н 49312005 (противобазовым торцем к базовым поверхностям сопрягаемых деталей двигателя) не могла существенно повлиять на расчетные условия нагружения подшипника и быть основной причиной его преждевременного разрушения». Однако, в этом же письме утверждается, что «монтаж подшипника должен осуществляться базовым торцом к базовым поверхностям сопрягаемых деталей изделий», то есть требования по монтажу подшипника 276214БТ2 носят не рекомендательный, а обязательный характер.

Важно отметить, что рекомендательный характер установки подшипника прописан в п. 9 бюллетеня № 2-84, подписанного Главным инженером 4 ГПЗ и Представителем Заказчика. Указанный бюллетень не согласован ни с авиационными властями, ни с разработчиком двигателя, не имеет срока действия. Кроме того, из этого бюллетеня не ясно, на какие изделия, в данном случае двигатели, он распространяется. Соответственно

такой бюллетень не может отменить Технологию ремонта двигателя (содержание технологической карты приведено выше).

В то же время, в Руководящих технических материалах «Подшипники качения. Виды повреждений и разрушений. Термины, характерные особенности и причины. РТМ ВНИПП.010-05», утвержденных Генеральным директором ОАО «ВНИПП» сроком действия до 01.01.2013 указано: «На практике повреждение или разрушение подшипника часто может быть результатом нескольких механизмов, действующих одновременно. Повреждение может произойти в результате неправильной сборки или неправильного обслуживания, а также вследствие дефектов изготовления подшипника или сопряженных с ним деталей».

Таким образом, учитывая результаты проведенных исследований и экспертизы, Комиссия пришла к следующим выводам:

1. Причиной разрушения шарикоподшипника, наиболее вероятно, явилась его работа с повышенным перекосом колец.

Такая работа привела к нарушению условий работы подшипника, а именно:

- усталостному разрушению сепаратора по боковой перемычке, в результате чего сепаратор «раскрылся» и стал тереться о центрирующий бурт наружного кольца;
- неизбежному, в результате трения, повышению температуры подшипника, сопровождавшейся одновременным увеличением контактных нагрузок из-за уменьшения зазоров в подшипнике при разогреве и уменьшением прочности материала деталей подшипника;
- попаданию в рабочие зоны подшипника частиц износа сепаратора,
 трущегося о наружное кольцо.
- 2. Шарикоподшипник 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора при выполнении среднего (по техническому состоянию) ремонта в ОАО «Арамильский АРЗ» был установлен неправильно, что является нарушением требований ремонтной документации ТРД-АИ-24-03-51 «Монтаж задней опоры ротора компрессора».
- 3. Однозначно оценить влияние неправильной установки на характер нагружения подшипника не представилось возможным.

2.2.3. Анализ технического состояния топливных трубопроводов левого двигателя

На исследование поступили фрагмент шланга 24-6100-270 подвода топлива к фильтру грубой очистки и металлические трубопроводы топливной системы двигателя.

Исследованиями установлено следующее.

Вид фрагмента топливного шланга 24-6100-270 в состоянии поступления на исследование представлен на рис. 60.



Рис. 60. Вид фрагмента топливного шланга в состоянии поступления на исследование.

Стрелками 1 и 2 указаны сечения разрушения (в дальнейшем изложении – зоны разрушения 1 и 2). Стрелкой 3 показан участок с сорванной оплеткой.

Конструкция шланга состоит из резиновой рабочей камеры, внутренней (первой) хлопчатобумажной оплетки, промежуточного резинового слоя, металлической спирали и наружной (второй) хлопчатобумажной оплетки. Также чертежом предусмотрен защитный чехол, который изготавливается из капроновой ткани марки АЗТ, арт. 1561 зеленого цвета. Осмотром установлено, что на фрагменте полностью отсутствуют защитный чехол и наружная хлопчатобумажная оплетка, а на концевой арматуре – бирка с указанием обозначения шланга, даты выпуска и армирования. На 70% площади наружной поверхности фрагмента шланга длиной ≈ 131 мм имеется обгоревший промежуточный резиновый слой, на остальной поверхности – обгоревшая внутренняя хлопчатобумажная оплетка. Капроновая ткань начинает тлеть уже при температуре около 170°C и сгорает при температуре около 350°C. Потеря массы в результате тепловой деструкции резины марки 4326-І, из которой изготовлен промежуточный резиновый слой, происходит при температуре 450...470°С и выше. В связи с изложенным, защитный чехол, учитывая достаточную длительность пожара в расследуемой аварийной ситуации на самолете, мог сгореть полностью. То же самое можно сказать и о наружной хлопчатобумажной оплетке, которая начинает гореть уже при температуре около 210°C и имеет температуру самовозгорания около 410°C.

По сведениям ГП «Антонов» данное изделие не паспортизируется, а по данным эксплуатанта ЗАО «Авиакомпания «Ангара» данный шланг был заменен и установлен при последнем капитальном ремонте самолета, проведенном 25.09.2006 на АРЗ № 403 ГА

(г. Иркутск). На 70% площади наружной поверхности фрагмента шланга длиной ≈ 131 мм имеется обгоревший промежуточный резиновый слой, на остальной поверхности – обгоревшая внутренняя хлопчатобумажная оплетка.

По внешнему виду и элементам конструкции аналогичного шланга было определено, что на исследование поступил фрагмент шланга, закрепленный на противопожарной перегородке самолета. Место установки аналогичного шланга в топливной системе со стороны правого двигателя представлено на рис. 61.

Внутренняя резиновая камера воздействию пламени не подвергалась, у торца зоны разрушения \mathbb{N}_2 имеется участок наружной поверхности рабочей камеры с четкими отпечатками текстуры внутренней хлопчатобумажной оплетки площадью $\approx 4,5$ см². Сама оплетка на данном участке сорвана (см. рис. 60, стрелка 3).



Рис. 61. Вид правого двигателя самолета Ан-24РВ RA-47302. Стрелкой показан шланг 24-6100-270 подвода топлива к фильтру грубой очистки.

Накидная гайка и муфта имеют следы нагара и находятся в удовлетворительном состоянии, за исключением забоин, расположенных на торце муфты в зоне заделки рукава (рис. 62). Из-под муфты выходит виток металлической спирали длиной ≈ 63 мм. Излом спирали не является информативным, так как до демонтажа части шланга с самолета на нем имелось как минимум три витка спирали.

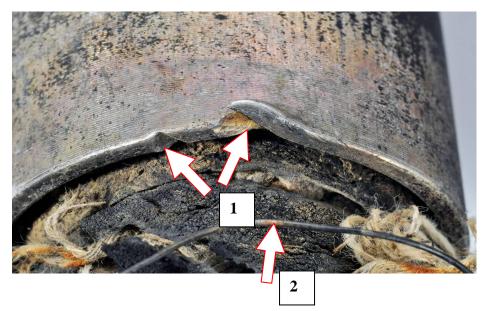


Рис. 62. Вид забоин на торце муфты в зоне заделки шланга (стрелки 1) и витка спирали (стрелка 2).

Поверхности разрушения в зонах 1 и 2 представлены на рис. 63 и 64 соответственно.



Рис. 63. Участок разрушения шланга в зоне 1. Стрелками показаны следы коррозии от металлической спирали на нитях внутренней хлопчатобумажной оплетки



Рис. 64. Сечение разрушения шланга в зоне 2.

На промежуточном резиновом слое помимо сетки трещин, вызванных деструкцией материала резины в процессе горения (рис. 65), у муфты заделки имеются глубокие трещины старения. На нитях внутренней хлопчатобумажной оплетки зафиксированы следы коррозии от металлической спирали характерного ярко-оранжевого цвета, что свидетельствует о разрушении в данном месте промежуточного резинового слоя. Однако разрыва самих нитей внутренней хлопчатобумажной оплетки от соприкосновения с металлической спиралью не происходило. В соответствии с Технологическими указаниями по эксплуатации самолетов Ан-24, Ан-26, Ан-30 (Выпуск 1.02, ТК № 12, п. 7.2) на шлангах топливной системы допускается сетка старения, доходящая до хлопчатобумажного слоя. Также необходимо отметить, что в конструкции данного шланга промежуточный резиновой слой служит, прежде всего, платформой для закрепления на нем с определенным шагом витков металлической спирали по всей длине рукава.

На рис. 65 стрелками 3 показаны оставшиеся отпечатки на промежуточном резиновом слое от витков металлической спирали. Шаг спирали находится в пределах 5,8...6,5 мм, а диаметр проволоки – в пределах 0,6 мм, что соответствует ТУ-38.00515-92 (далее по тексту ТУ), где в рукавах группы 3 шаг проволочной спирали должен составлять $7,0\pm2,0$ мм, а диаметр проволоки 0,6 мм.

Для оценки заделки рукава в концевой арматуре были замерены размеры накидной гайки и муфты, на которой имеется одна проточка и маркировка «25-1». Эта маркировка соответствует муфте для рукава с внутренним диаметром 25 мм I категории. Внутренний диаметр рукава из-за незначительной овализации замерялся в зонах 1 и 2 в двух

взаимоперпендикулярных направлениях. Среднее значение диаметра составило 24,6 мм, что соответствует ТУ - 25,0±0,5 мм. Внешние размеры гайки и муфты соответствуют нормалям 4594А-25к и 4588А-25.



Рис. 65. Вид промежуточного резинового слоя у муфты заделки.

Стрелкой 1 показана сетка трещин, вызванных деструкцией материала в процессе горения. Стрелкой 2 показана трещина, образовавшаяся в процессе старения резины.

Стрелками 3 показаны отпечатки витков металлической спирали.

Качество заделки рукава оценивалось после препарирования муфты и гайки в продольном направлении на две равные части. На их внутренних поверхностях были замерены шаг резьбы и длины проточек, которые также не имеют отклонений от чертежа. На рис. 66 показан вид рукава под муфтой, где отчетливо видна вторая наружная хлопчатобумажная оплетка, под которой находится металлическая спираль. Шаг между витками спирали соответствует ТУ и находится в тех же пределах, что и на рукаве. Ни на одном из витков металлической спирали деформации и перекручивания не имеется.

После разрезки камеры был извлечен ниппель (рис. 67), который находится в удовлетворительном состоянии, все размеры его соответствуют нормали 4592A-25к.



Рис. 66. Вид участка шланга под муфтой после препарирования.



Рис. 67. Вид извлеченного ниппеля из-под муфты заделки.

Осмотром внутренней поверхности резиновой камеры выявлены продольные углубления, оставшиеся от отпечатков поверхности дорна (рис. 68), максимальная глубина которых составила $\approx 0,13$ мм (при предельно допустимой 0,3 мм). Также была замерена толщина внутреннего резинового слоя в пяти точках. Среднее значение составило $\approx 1,85$ мм с разнотолщинностью 0,1 мм. Это соответствует норме, так как минимальная толщина внутреннего резинового слоя для шлангов типа 3У25-15 согласно ТУ должна составлять 1,5 мм, а разнотолщинность не должна быть более 0,3 мм. Трещин старения, механических повреждений, расслоений, инородных включений на внутренней поверхности части резиновой камеры рукава выявлено не было.

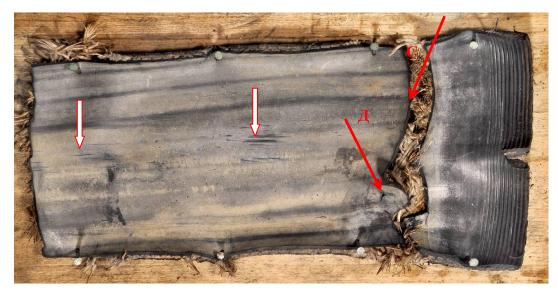


Рис. 68. Вид внутренней поверхности резиновой камеры шланга. Стрелками показаны следы от поверхности дорна. Стрелкой «С» показана зона среза камеры. Стрелкой «Д» показан участок дорыва резиновой камеры.

В зоне 2 (см. рис. 60) разрушение резиновой рабочей камеры произошло в сечении, перпендикулярном оси рукава. В зоне разрушения 1 (см. рис. 60) камера имеет четкую линию среза длиной дуги \approx 60 мм (показано стрелкой «С» на рис. 68) без остаточной деформации резины. Так как в процессе горения на внешней стороне резиновой камеры в данной области промежуточный резиновый слой был уничтожен, и были разрушены нити внутренней хлопчатобумажной оплетки, разрез камеры, вероятнее всего мог произойти из-за резкого изгиба рукава у муфты заделки, превышающего предельно-допустимые значения, под нагрузкой, возникшей в результате отрыва элементов конструкции топливной системы и левого двигателя в процессе аварийной посадки самолета.

При установке на самолет топливных шлангов типа 3У25-15 с камерой, изготовленной из резиновой смеси типа 129-I, допускается минимальный радиус изгиба 200 мм.

В зоне, показанной стрелкой «Д» на рис. 68, имеется участок дорыва резиновой камеры.

Оценка физико-механических характеристик металлической спирали не проводилась из-за отсутствия фрагмента проволоки, необходимого для испытаний по ГОСТ 10446-80 «Проволока. Метод испытания на растяжение». Однако следует отметить, что при изгибе в центральной части имеющихся фрагментов металлической спирали на 180° разрушения проволоки не происходило, что косвенно указывает на отсутствие признаков потери прочностных свойств проволоки.

Из-за невозможности равномерного отделения фрагментов сгоревших хлопчатобумажной оплетки с промежуточным резиновым слоем от внешней поверхности резиновой камеры имеющейся части рукава, оценка прочностных и упруго-эластических свойств резины в соответствии с ГОСТ 270-75 «Резина. Метод определения упруго-прочностных свойств при растяжении» не проводилась. Однако следует отметить, что при изгибе резиновой камеры со стороны внутренней поверхности в двух взаимно перпендикулярных направлениях растрескивания резины не наблюдалось, что может свидетельствовать о сохранении ее упруго-эластических свойств.

Проведенным исследованием фрагмента топливного шланга 24-6100-270 установлено:

- геометрические размеры элементов заделки (накидной гайки, муфты и ниппеля) соответствуют требованиям нормалей 4594A-25к, 4588A-25 и 4592A-25ц соответственно;
- конструкция шланга, имеющаяся под муфтой заделки, полностью соответствует шлангу третьей конструктивной группы и требованиям нормали 4586A;
- закрепление металлической спирали под муфтой заделки выполнено без деформации и перекручивания в соответствии с ТУ 38.0051515-92;
- исполнительные размеры рабочей резиновой камеры по внутреннему диаметру, толщине стенки и разнотолщинности соответствуют ТУ 38.0051515-92;
- потери упруго-эластических свойств резины рабочей камеры и прочностных свойств металлической спирали выявлено не было;
- недопустимые дефекты у шланга не обнаружены.

Таким образом, проведенным исследованием установлено, что по косвенным признакам недопустимых дефектов изготовления и отклонений технического состояния исследуемого фрагмента шланга, которые могли бы привести к отказу в процессе эксплуатации, не было. Учитывая, что исследуемый шланг был установлен на самолет 25.09.2006 при последнем капитальном ремонте (наработка шланга составляет 4608 часов, 4 года 10 мес.), а срок службы топливных шлангов типа У до списания составляет 8 лет и 6 месяцев, из них эксплуатации 7 лет, разрушение топливного шланга 24-6100-270, наиболее вероятно, произошло при приводнении самолета Ан-24PB RA-47302.

Оценка состояния металлических топливных трубопроводов двигателя показала, что они деформированы или разрушены по разным сечениям относительно места расположения их заделок. Во всех случаях свободные концы разрушенных трубопроводов имеют изломы со скосами от пластической деформации, что свидетельствует о

разрушении в условиях однократного или повторно-статического нагружения. Такое воздействие, наиболее вероятно, происходило в процессе развития аварийной ситуации.

Только разрушение одного трубопровода произошло с образованием излома почти перпендикулярно его оси и сопровождалось разрушением хвостовика ниппеля в сечении, совпадающим с торцом накидной гайки. Расположение трубопровода на двигателеаналоге представлено на рис. 69.

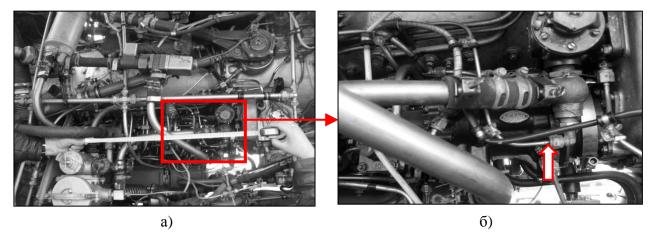


Рис. 69. Расположение трубопровода подачи топлива, разрушенного на двигателе АИ-24 №Н49312005 (на рис. б стрелкой показано место разрушения).

Этот излом был выявлен на трубопроводе подачи топлива от подкачивающего топливного насоса БНК-10И к пусковым форсункам и насосу-датчику НД-24М, расположенном справа - снизу в районе передней опоры ротора компрессора двигателя. Разрушение хвостовика ниппеля указывает на значительную величину амплитуды изгибающей нагрузки, приведшей к разрушению трубопровода.

Необходимо отметить, что топливо через указанный трубопровод подается к пусковым форсункам только на этапе запуска двигателя. После окончания запуска и выхода двигателя на режим малого газа срабатывает отсечной клапан (установлен перед форсунками) и топливо в камеру сгорания через этот трубопровод не поступает. Однако, в магистрали (до отсечного клапана) сохраняется рабочее давление топлива 2,5...3 кГ/см² вследствие постоянной работы подкачивающего насоса. Поэтому разрушение этого трубопровода в полете приведет к поступлению топлива в мотогондолу двигателя.

Микрофрактографическое исследование излома трубопровода подачи топлива от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам и к насосу-датчику НД-24М показало следующее.

Установлено, что излом имеет выраженную высокую шероховатость (рис. 70), что не типично для обычно наблюдаемых разрушений трубопроводов из нержавеющей стали

в эксплуатации. Эксплуатационные изломы имеют сглаженный рельеф во всей зоне развития трещины.



a)



б)



B)

Рис. 70. Виды зоны установки штуцера подачи топлива от подкачивающего топливного насоса БНК-10И к пусковым форсункам с накидной гайкой без хвостовика ниппеля разрушенного трубопровода (а), разрушенного трубопровода (б) и конусной части этого трубопровода с изломом (в), имеющим ориентировку поверхности разрушения перпендикулярно оси трубопровода.

По границе излома с наружной поверхности трубопровода в диаметрально противоположных сторонах имеются выраженные ступеньки (рис. 71). Эти ступеньки были образованы в результате слияния многочисленных начальных трещин, зародившихся в данных зонах практически одновременно при знакопеременном изгибе трубопровода.

У очагов зарождения трещин в наружной стенке трубопровода были выявлены типичные элементы рельефа излома в виде усталостных бороздок (рис. 72). Оценка шага усталостных бороздок показала, что уже у поверхности трубопровода первые бороздки расположены с шагом не менее 1,5 мкм (рис. 73). Такая величина шага соответствует

области малоциклового усталостного разрушения нержавеющей стали, из которой изготовлен трубопровод, при высоком уровне напряжений.

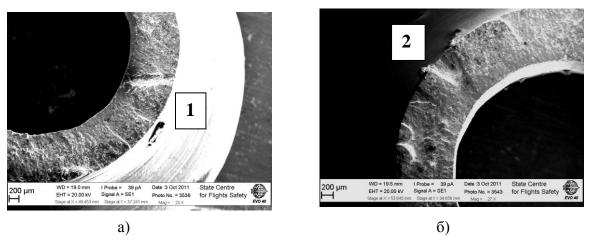


Рис. 71. Общий вид фрагментов излома (а), (б) по двум противоположно расположенным зонам со ступеньками, характеризующими многоочаговое зарождение разрушения. Зоны зарождения трещин «1» и «2» обозначены условно.

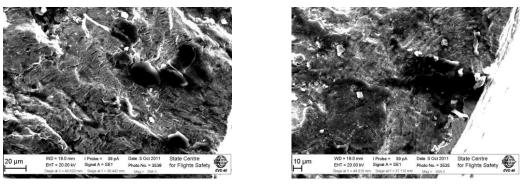


Рис. 72. Виды усталостных бороздок в очагах разрушения в зоне «1».

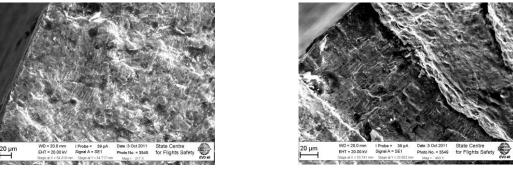


Рис. 73. Виды усталостных бороздок в очагах разрушения в зоне «2».

Выход трещины на внутреннюю поверхность трубопровода со стороны зарождения трещины в зоне «1» сопровождался формированием макроскопически хорошо

различимых линий усталостного разрушения (рис. 74). Формирование выявленных линий обусловлено сменой интенсивности нагружения трубопровода по мере развития трещины. Сопоставление этих особенностей рельефа излома с растрескиванием материала, наблюдаемым уже на глубине излома около 0,1мм, позволяет заключить, что образование макролиний явилось следствием развитой пластической деформации материала трубопровода при его изгибах с переменной амплитудой внешней нагрузки (рис. 75).

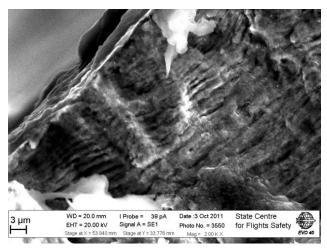


Рис. 74. Вид усталостных бороздок непосредственно у поверхности трубопровода.

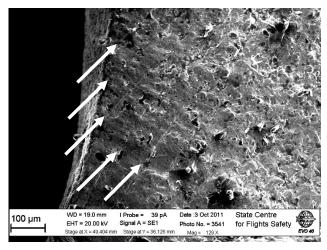


Рис. 75. Вид макролиний усталостного разрушения материала трубопровода (указаны стрелками).

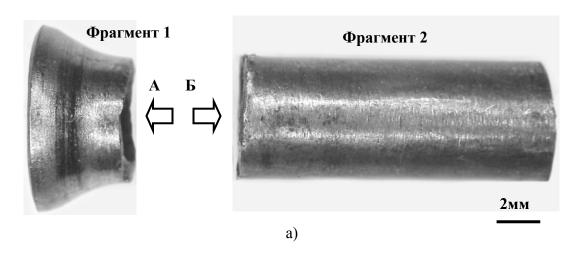
Выполненный анализ закономерностей развития разрушения в материале трубопровода показал, что оно имеет усталостный характер и произошло в области малоцикловой усталости при знакопеременном цикле нагружения с высокими максимальными величинами напряжений и большом их размахе.

Кроме того, характер разрушения трубопровода подтверждается следующими исследованиями.

Разрушение топливного трубопровода произошло вблизи его торца в области перехода от цилиндрической к конической части (рис. 76а). Поверхности разрушения повреждены, фрактографический анализ возможен только на фрагменте № 1, расположенном у торца (см. рис. 76б и рис. 77).

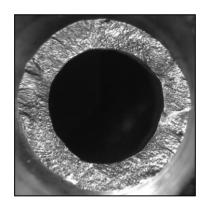
Очаги разрушения располагаются на двух диаметрально противоположных участках наружной поверхности трубки (на одном участке — очаги №№ 1...7, на другом — очаги №№ 8...15) (см. рис. 77), что свидетельствует о зарождении трещин в условиях знакопеременного изгиба. Наличие в области очагов полей усталостных бороздок с шагом от 0,4 до 1мкм (рис. 78...80) свидетельствует о том, что циклический изгиб был

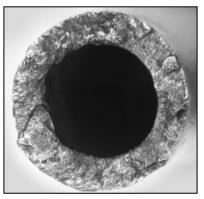
чрезвычайно интенсивным. Появление на давно эксплуатирующемся двигателе циклической нагрузки, способной вызвать быстрое зарождение и развитие в трубопроводе множества трещин малоцикловой усталости можно ожидать только в случае значительных по величине упругих деформаций трубопровода при развитии аварийной ситуации.



Фрагмент 1, вид по стрелке А

Фрагмент 2, вид по стрелке Б





1MM

б)

Рис. 76. Вид фрагментов разрушенного топливного трубопровода (a) и парных поверхностей разрушения (б).

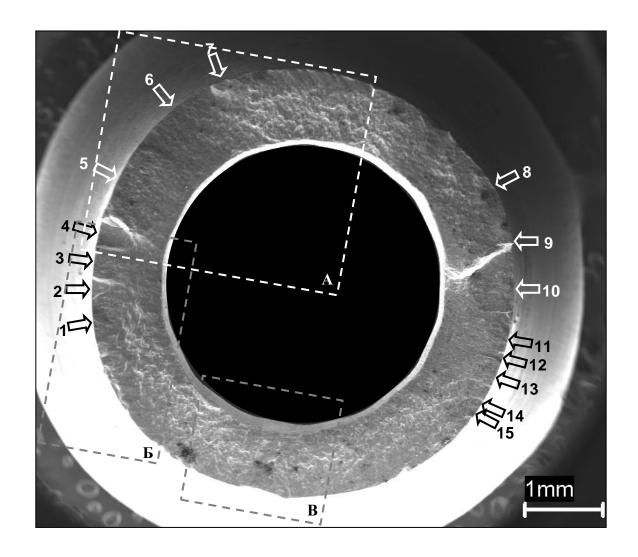


Рис. 77. Поверхность разрушения топливного трубопровода на фрагменте №1 (см. рис. 76):

1...15 – очаги разрушения; очаги 1 и 8 показаны на рис. 78 и 79, области А, Б и В – на рис. 82 и 83.

Зародившиеся от многочисленных очагов поверхностные трещины на каждом из диаметрально противоположных участков наружной поверхности трубопровода объединились при своем развитии и единым фронтом вышли на внутреннюю поверхность трубопровода, образовав две сквозные трещины, которые стали развиваться навстречу друг другу (рис. 81a). Область излома, отвечающая переходу от поверхностной к сквозной трещине, показана на рис. 82a: первый из отмеченных фронтов соответствует поверхностной трещине, остальные – сквозной.

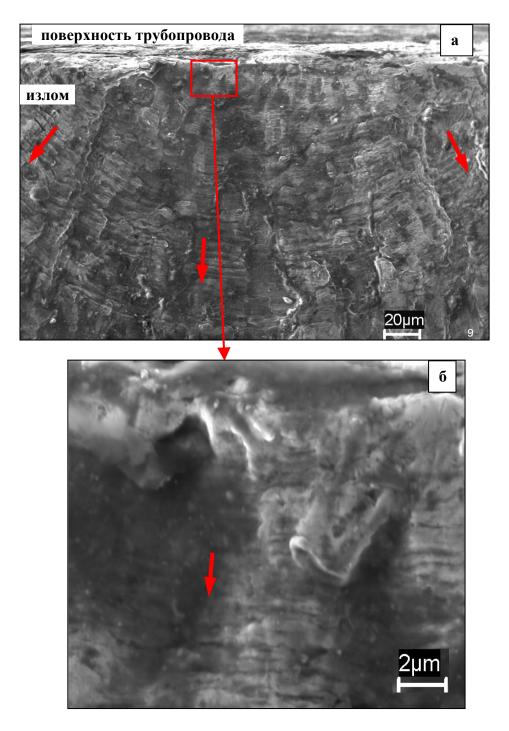


Рис. 78. Поверхностный очаг разрушения №1 топливного трубопровода (см. рис. 77) (а) и усталостные бороздки с шагом $S \approx 0,4...0,5$ мкм на расстоянии l=3...17мкм от поверхности (б) (стрелками указаны направления роста трещины).

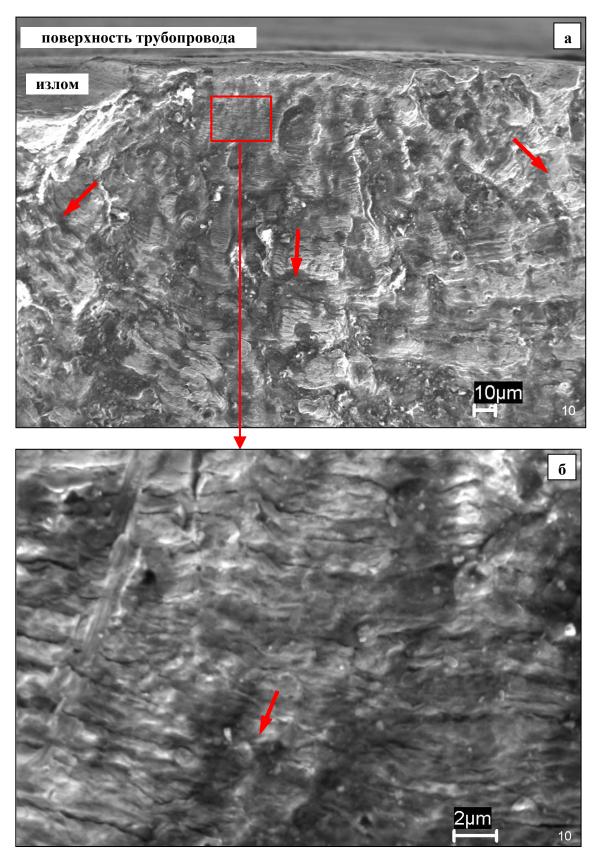


Рис. 79. Поверхностный очаг разрушения №8 топливного трубопровода (см. рис. 77) (а) и усталостные бороздки с шагом $S \approx 0,5...0,6$ мкм на расстоянии l = 14...35мкм от поверхности (б) (стрелками указаны направления роста трещины).

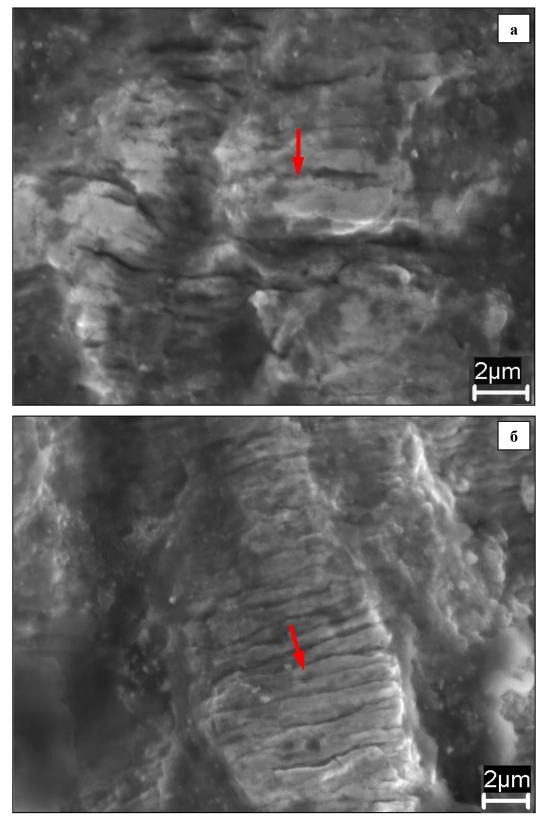
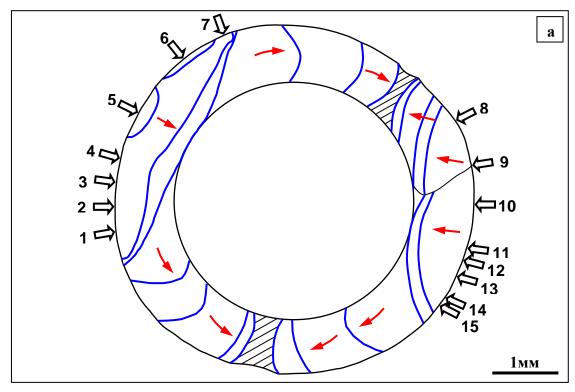


Рис. 80. Усталостные бороздки на поверхности разрушения топливного трубопровода (см. рис. 77):

расстояние от очага $N_{2}1 - 180$ мкм, шаг бороздок $S \approx 0,7...0,9$ мкм (a); расстояние от очага $N_{2}8 - 80$ мкм, шаг бороздок $S \approx 0,7$ мкм (б) (стрелками указаны направления роста трещины).



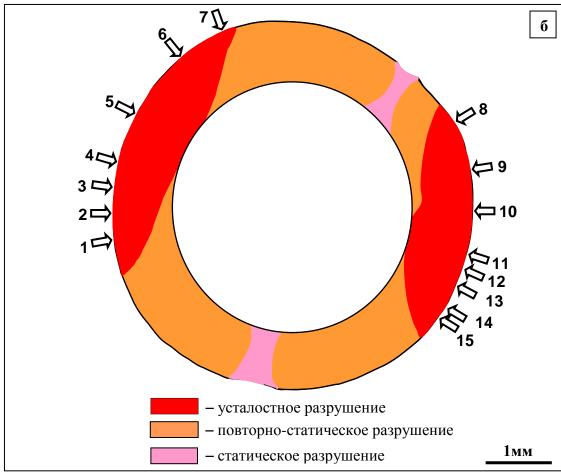
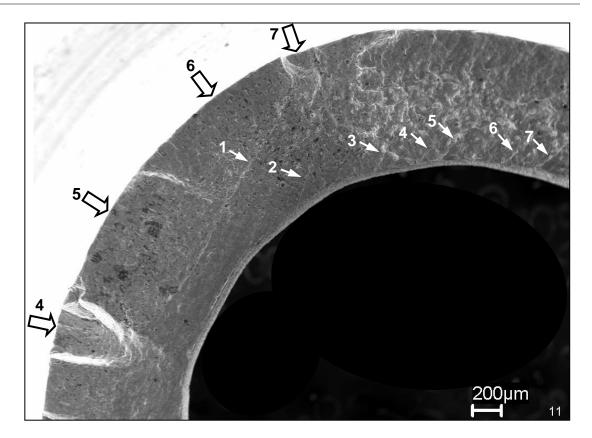
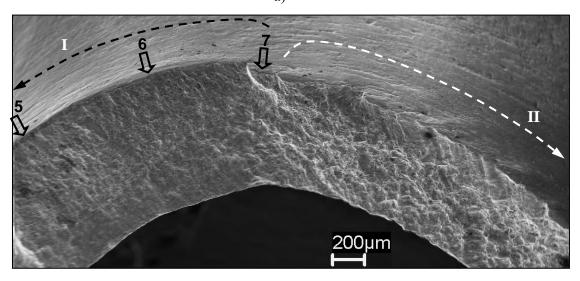


Рис. 81. Кинетическая (а) и фрактографическая (б) схемы разрушения топливного трубопровода; 1...15 – очаги разрушения.

Синими линиями на рис. 81а показаны последовательные положения фронта трещин, красными стрелками – направления их развития.



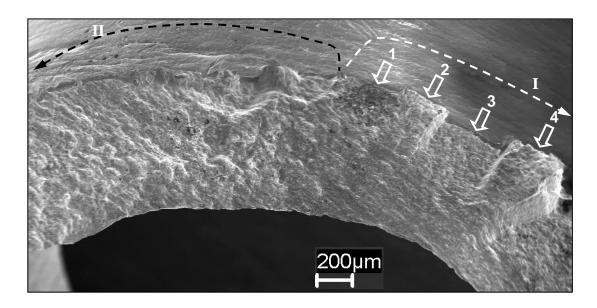
a)



б)

Рис. 82. Область А поверхности разрушения топливного трубопровода (см. рис. 77) с примыкающей к ней наружной поверхностью трубопровода. На рис. 82а полыми стрелками 4...7 отмечены очаги разрушения, белыми стрелками 1...7 показаны усталостные линии, характеризующие последовательные положения фронта трещины.

На рис. 82б: I – зона усталостного разрушения, II – зона повторно-статического разрушения.



a)
200µm
III

Рис. 83. Области Б (а) и В (б) поверхности разрушения топливного трубопровода (см. рис. 77) с примыкающей к ней наружной поверхностью трубопровода:

б)

I – зона усталостного разрушения,

II – зона повторно-статического разрушения,

III – зона статического разрушения;

1...4 – очаги разрушения.

Одновременно с трансформацией типа трещин (из поверхностных в сквозные) произошла смена механизма разрушения — от высокоэнергоемкого усталостного, для которого характерна локализация интенсивной пластической деформации у фронта трещин (следствием этой деформации являются усталостные бороздки на поверхности разрушения), к повторно-статическому (см. рис. 81б). Смена механизма разрушения привела к появлению на наружной поверхности трубопровода у кромки излома следов пластической деформации — характерных «утяжек» (контраст между состоянием кромок излома у наружной поверхности трубопровода на этапах усталостного и повторностатического разрушения хорошо виден на рис. 82б и 83а).

После того, как фронты сквозных трещин, развивающихся навстречу друг другу с противоположных краев трубопровода (см. рис. 81а), сблизились на расстояние 250...400мкм, произошло однократное статическое разрушение трубопровода с образованием локальных шеек на соответствующих участках его поверхности (см. рис. 81 и 83б).

Таким образом, уже на начальном этапе развития трещин реализовался не характерный для трубопроводов авиадвигателей высокоэнергоемкий механизм устойчивого роста трещин в области малоцикловой усталости с образованием на изломе усталостных бороздок. Причем непосредственно у очагов разрушения шаг бороздок достигает величины около 0,4мкм, что выше шага бороздок вблизи очагов развития трещин малоцикловой усталости в высоконагруженных зонах дисков авиадвигателей в условиях повторно-статического нагружения. Быстрый переход к механизму повторно-статического разрушения также свидетельствует о действии на трубопровод чрезвычайно высоких нерасчетных циклических нагрузках.

Таким образом, зарождение и развитие трещин, приведших к разрушению трубопровода подачи топлива от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам и насосу-датчику НД-24М двигателя АИ-24 2-ой серии №Н49312005, произошло в условиях чрезвычайно интенсивных знакопеременных циклических нагрузок. Появление таких нагрузок на давно эксплуатирующемся двигателе можно ожидать только в случае развития на двигателе аварийной ситуации.

Материалы фрактографических исследований излома трубопровода 24-508-826 подачи топлива от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам однозначно свидетельствуют, что его разрушение имеет малоцикловый усталостный характер и произошло под действием переменных нагрузок, обеспечивающих в цикле нагружения высокий уровень максимальных напряжений при большом размахе последних. Подобные условия нагружения трубопровода на двигателе реально было получить только в результате циклических упругих деформаций корпусных деталей двигателя.

Из результатов расшифровки записей СОК видно, что до момента флюгирования двигателя АИ-24 № Н49312005 на нем в течение как минимум 7-ми минут наблюдались значительные синусоидальные колебания крутящего момента с частотой 2...3 Гц. Это неизбежно должно было приводить к циклическим упругим деформациям оболочечных корпусов двигателя, которые, в свою очередь, должны были воздействовать на трубопровод 24-508-826. В результате за указанные 7 минут трубопровод 24-508-826 мог воспринять не менее 1000 циклов нагружений, отвечающих области малоциклового усталостного разрушения стали типа 10Х18Н9Т (достаточно низкочастотного с высоким максимальным напряжением и большим размахом последних). Такого числа подобных циклов нагружения вполне достаточно для реализации разрушения трубопровода 24-508-826.



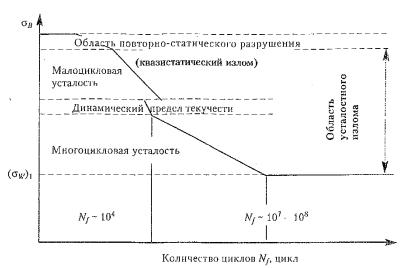


Диаграмма циклического разрушения материалов.

При фактическом состоянии деталей двигателя колебания крутящего момента на его роторе можно объяснить только появлением дополнительных переменных по величине сил трения, начавших действовать на ротор двигателя из-за протекавших процессов разрушения опор компрессора и турбины и выборки при этом зазоров между элементами ротора и статора двигателя.

В ходе расследования была выдвинута следующая версия:

«Наиболее вероятно, что негерметичность трубопровода подачи топлива от подкачивающего насоса БНК-10И имела место ранее (до последнего полета). На штуцере БНК-10И выявлена значительная деформация поверхностей под ключ, что свидетельствует о приложенных к гайке трубопровода и штуцеру значительных усилий. Ослабление крепления могло привести к изменению частоты собственных колебаний трубопровода и возникновению резонансных колебаний с высоким уровнем в рабочем

диапазоне частот вращения. Таким образом, усталостному разрушению могло способствовать изменение условий крепления трубопровода к корпусу двигателя при его работе.

Кроме того, в результате осмотра места разрушения трубопровода обнаружено наличие герметика, не предусмотренного конструкторской документацией, а также заклинивание ниппеля в гайке разрушенного трубопровода».

Дополнительным исследованием состояния штуцера крепления трубопровода к насосу БНК-10И установлено, что следы смятия его граней, в отличии от остальных поверхностей штуцера, свежие блестящие и не имеют окисления материала в результате воздействия пожара. Кроме того, направление пластической деформации материала на гранях штуцера совпадает с направлением вращения при отворачивании самого штуцера, а не с направлением отворачивания гайки крепления трубопровода. Это однозначно свидетельствует, что смятия граней на угольнике нанесены не в процессе эксплуатации двигателя, а при разборке двигателя после пожара (рис. 84).

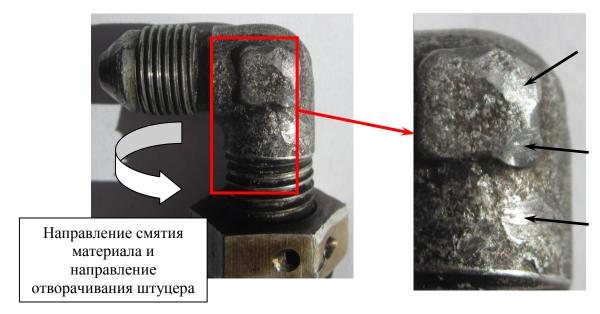


Рис. 84. Вид штуцера крепления топливного трубопровода 24-508-826 к насосу БНК-10И со свежими не окисленными следами смятия материала на гранях (указаны стрелками).

На поверхностях штуцера и гайки трубопровода признаки наличия герметика отсутствуют. Заклинивание ниппеля в гайке разрушенного трубопровода обусловлено его пластической деформацией в результате контакта с отделившимся концом трубопровода, имеющим аналогичные повреждения.

Таким образом, выдвинутая версия о причине разрушения трубопровода не подтвердилась.

Все вышесказанное позволяет сделать вывод, что разрушение трубопровода 24-508-826 имеет малоцикловый усталостный характер, произошло в последнем полете под действием переменных нагрузок с высоким уровнем максимальных напряжений и большим размахом последних и является вторичным по отношению к разрушению подшипника задней опоры ротора компрессора.

Таким образом, анализ проведенных исследований и экспертиз показал, что разрушение топливного трубопровода 24-508-826 подачи топлива от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам произошло по механизму малоцикловой усталости при высоком уровне внешней нагрузки и явилось следствием развития особой ситуации.

2.2.4. Анализ технического состояния фланцев лобового картера, компрессора и камеры сгорания левого двигателя

Анализ проведенных исследований показал.

Разрушение деталей стыка фланцев лобового картера и компрессора двигателя произошло преимущественно в результате разрушения шпилек крепления, которое также сопровождалось деформацией передних фланцев корпусов компрессора (рис. 85). По двум шпилькам разъединение стыка произошло в результате разрушения проушин переднего фланца корпуса компрессора. Разрушение шпилек и проушин фланца имеют статический характер и произошли в результате приложения нагрузки, превышающей их прочность. Ведущий вал-рессора привода редуктора деформирован (изогнут). Внутренний корпус ВНА поврежден в результате касания ротора компрессора.

Контактные поверхности фланцев и центрирующих буртов лобового картера и компрессора (см. рис. 85) не имеют повреждений, характерных для работы деталей в условиях ослабления или раскрытия стыка. На фланце лобового картера на правой и нижней частях имеются следы отложения копоти с четким следом по границе контакта с фланцем корпуса компрессора (см. рис. 85). На левой и верхней частях фланца лобового картера отложения копоти меньше, что обусловлено воздействием в данной зоне значительно более высоких температур, однако граница контакта с фланцем корпуса компрессора также четкая и ровная (см. рис. 85).

Передние фланцы обеих половин корпуса компрессора деформированы по направлению полета (рис. 86). Деформация фланцев больше в верхней части, чем в нижней, что указывает на разрушение в результате отрыва совместно с изгибом в вертикальной плоскости, направленным сверху вниз, или внецентренного растяжения. В

передней части корпуса компрессора в нижней его зоне также имеется деформация, характерная для потери устойчивости от сжатия (см. рис. 86б).

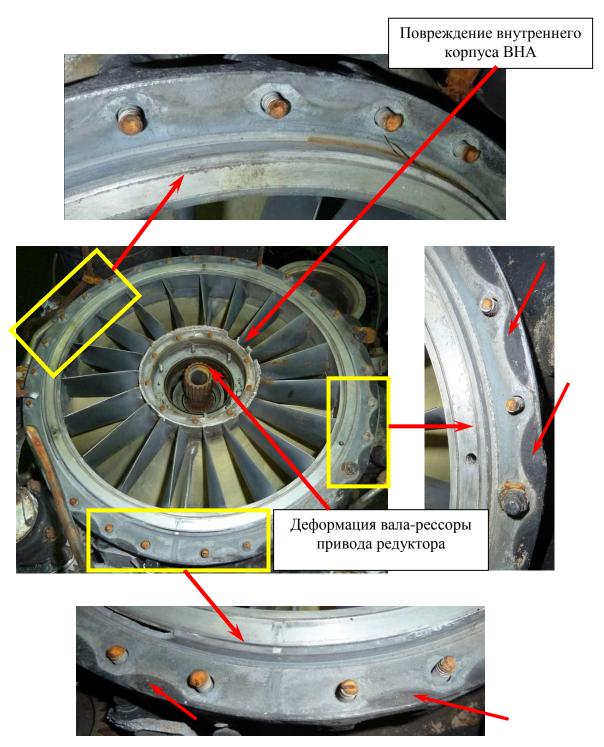


Рис. 85. Состояние заднего фланца лобового картера. Стрелками указаны следы отложения копоти.

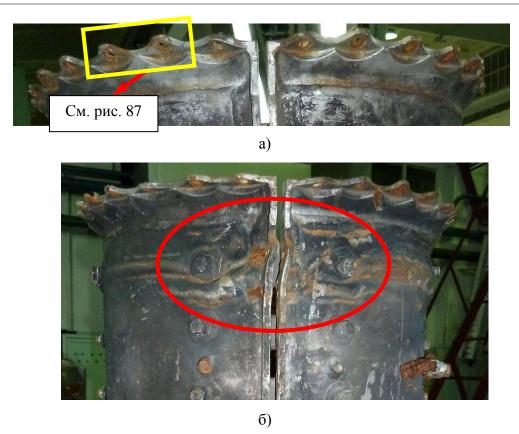


Рис. 86. Деформация переднего фланца корпуса компрессора вперед по полету (а – верхняя часть, б – нижняя часть). На продольных фланцах нижней части корпуса деформация от потери устойчивости при сжатии (указана овалом).

Контактные поверхности на переднем фланце корпуса компрессора в зоне отверстий под шпильки имеют следы вдавливания гаек крепления без признаков работы в условиях ослабления или раскрытия стыка (рис. 87).



Рис. 87. Вдавливания гаек на передних фланцах корпуса компрессора.

Стык компрессора с камерой сгорания двигателя был частично раскрыт в верхней части окружности, из 32 болтов крепления сохранились 12 болтов, расположенных в нижней части двигателя. Раскрытие стыка произошло в плоскости, смещенной относительно вертикальной плоскости двигателя примерно на 20 градусов в левую сторону (если смотреть по полету). Сохранившиеся болты разрушений не имели.

Контактные поверхности фланцев корпуса компрессора и камеры сгорания повреждений, характерных для их работы в условиях ослабления или раскрытия стыка, не имеют. Фланец камеры сгорания в зоне максимального раскрытия стыка имеет деформацию 10-ти отверстий под болты в радиальном направлении с выпучиванием материала проушин наружу (рис. 88). Непосредственно в наиболее деформированных отверстиях наблюдаются отпечатки от вдавливания резьбы болтов. Также фланец камеры сгорания в зоне максимального раскрытия стыка деформирован вперед по полету (рис. 89), но в значительно меньшей степени, чем передний фланец корпуса компрессора. Корпус камеры сгорания в нижней части в зоне сохранившихся болтов деформирован в результате потери устойчивости от сжатия.

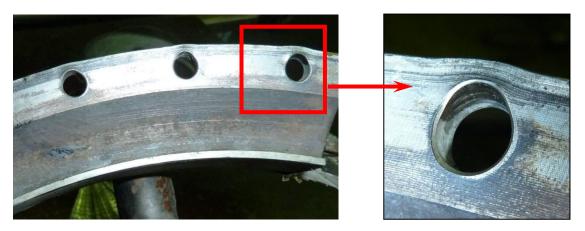


Рис. 88. Деформация отверстий в верхней части фланца камеры сгорания в зоне максимального раскрытия стыка с компрессором.



Рис. 89. Деформация вперед по полету переднего фланца камеры сгорания.

Задний фланец корпуса компрессора деформирован еще меньше, что обусловлено его конструктивным исполнением. Фланец имеет Г-образное поперечное сечение, а в верхней и нижней частях, где, судя по фактическому состоянию элементов данного болтового соединения, действовали наибольшие нагрузки, соответственно растягивающие стык и сжимающие его, имеются верхний и нижний продольные фланцы, придающие ему большую жесткость. Контактные поверхности на заднем фланце корпуса компрессора в зоне отверстий под болты имеют следы вдавливания их головок без признаков работы в условиях ослабления или раскрытия стыка (рис. 90).

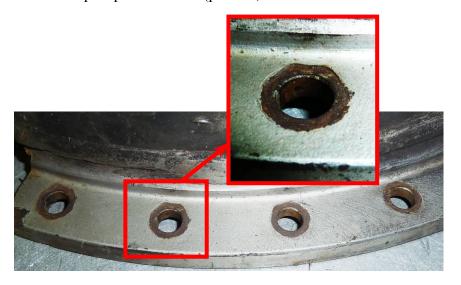


Рис. 90. Вдавливания головок болтов в верхней части заднего фланца корпуса компрессора.

Состояние деталей стыка компрессора с камерой сгорания показывает, что его раскрытие произошло в результате приложения чрезмерных нагрузок, изгибавших компрессор и камеру сгорания относительно друг друга в плоскости, близкой к вертикальной. Раскрытие стыка произошло, наиболее вероятно, в результате схода корончатых гаек болтового соединения стыка, имеющих всего по два полных рабочих витка резьбы (в пользу этого, в частности, говорит наличие двух неразрушенных болтов без гаек в зоне, где произошло раскрытие стыка). Этим также объясняется меньшая деформация деталей стыка компрессора с камерой сгорания, чем стыка компрессора с редуктором, где разрушение произошло по шпилькам, так как на них наворачиваются высокие самоконтрящиеся гайки.

Таким образом, состояние стыков редуктора с компрессором и компрессора с камерой сгорания свидетельствует, что их раскрытие происходило не в процессе полета, а в момент приводнения самолета, что согласуется с расчетами по оценке прочности стыка между корпусами компрессора и камеры сгорания двигателя АИ-24, проведенными

специалистами ГП «Ивченко-Прогресс» и ЦИАМ. При этом первоначально корпусные детали двигателя и подкосы крепления двигателя в мотогондоле испытали воздействие ударных нагрузок, направленных против полета, что вызвало, как минимум, деформацию от потери устойчивости передней части корпуса компрессора в зоне нижних продольных фланцев и боковых подкосов крепления двигателя. Это привело к смещению вниз и развороту на 180° двигателя с винтом, появлению нагрузок, растягивающих и изгибающих конструкцию двигателя на участке от воздушного винта до задних узлов навески двигателя, и последующему отрыву редуктора от компрессора и частичному разрушению стыка компрессора с камерой сгорания. На такую последовательность развития разрушений также указывают:

- во-первых, видимая на фото с места катастрофы (см. рис. 1а) деформация вертикально вверх задней части мотогондолы левого двигателя,
- во-вторых, расположение деталей самолета на месте происшествия (первым по траектории приводнения самолета лежит воздушный винт с редуктором, далее через 16 м основная часть двигателя, еще через 14 м располагается хвостовая часть самолета, а еще через 20 м сам самолет) (см. кроки места АП рис. 3).

Таким образом, анализом проведенных исследований установлено, что разрушение стыков лобового картера с компрессором и компрессора с камерой сгорания двигателя АИ-24 2 серии №Н49312005 самолета Ан-24РВ RA-47302 произошло в результате воздействия на конструкцию нерасчетных нагрузок при приводнении самолета.

2.2.5. Анализ технического состояния центробежного суфлера ЦС-24 № Г872ВТ9

Исследование деталей суфлера показало следующее.

Внешняя поверхность корпуса суфлера имеет признаки воздействия повышенных температур в виде потемнения и шелушения краски, потемнения и окисления материала.

Вся внутренняя поверхность корпуса суфлера, изготовленная из магниевого сплава МЛ5, покрыта слоем мелкодисперсных, спекшихся между собой частиц постороннего (для корпуса) металла с белесым оттенком (рис. 91). Наибольшие отложения посторонних частиц наблюдаются в зоне вращения крыльчатки ротора. В каналах подвода воздушномасляной эмульсии и отвода очищенного воздуха также имеются аналогичные отложения.

Канал слива отделенного масла практически полностью закупорен натекшим сюда в расплавленном состоянии и застывшем здесь посторонним металлом.



Рис. 91. Вид корпуса центробежного суфлера ЦС-24 и его внутренней поверхности в зоне расположения крыльчатки

На корпусе имеется фланец с фрагментом (около 15 мм) трубопровода отвода отделенного воздуха. Данный фрагмент трубопровода оплавлен (рис. 92).



Рис. 92. Вид оплавления трубопровода отвода очищенного воздуха от суфлера.

Крышка суфлера, изготовленная из алюминиевого сплава АЛ5, в верхней части имеет разрушение стенки, образующей полость для выхода очищенного воздуха (рис. 93). Отделившиеся объемы материала стенки отсутствуют. Изломы стенки окислены и покрыты нагаром (рис. 94), что указывает на ее разрушение в полете, а не в момент удара самолета о воду. На неповрежденных участках излом имеет преимущественно дендритную структуру (рис. 95). Материал крышки имеет множественные растрескивания (см. рис. 95) — наиболее интенсивные с внутренней стороны у излома и постепенно убывающие по мере удаления от него. Такие внешние особенности разрушения стенки

отвечают разрушению алюминиевого сплава при его сильном разогреве до температур, близких к температуре плавления.

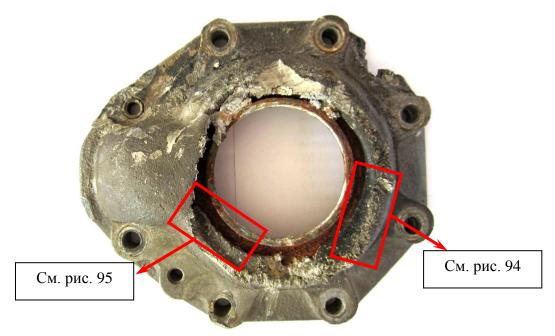


Рис. 93. Вид крышки суфлера.



Рис. 94. Вид окисленного и закопченного излома, а также налипаний посторонних материалов на стенке воздушной (внутренней) полости крышки суфлера.



Рис. 95. Дендритная структура излома и растрескивания и оплавления материала стенки воздушной (внутренней) полости крышки.

В канале отвода очищенного воздуха имеются застывшие капли расплавленного металла (рис. 96).



Рис. 96. Вид застывших частиц расплавленного металла в канале отвода очищенного воздуха в крышке суфлера (вид против потока воздуха).

На внутренней поверхности крышки в зоне расположения крыльчатки ротора имеются отложения постороннего материала, аналогичные наблюдаемым во внутренней полости корпуса суфлера.

Также на крышке выявлено частично сохранившееся клеймо «Г872» (остальная часть отсутствует), соответствующее номеру агрегата ЦС-24 № Г872ВТ9.

Вал ротора с обоими подшипниками и втулки лабиринтных уплотнений покрыты продуктами коррозии. Рессора привода ротора деформирована.

Верхний подшипник ротора заклинен. С внутренней стороны (со стороны крыльчатки) на боковых поверхностях деталей этого подшипника имеются отложения спекшихся мелкодисперсных частиц постороннего материала (внешне напоминает шоопирование), а сепаратор частично разрушен и на локальных участках имеет явные признаки оплавления материала (рис. 97). С внешней стороны подшипника отложений постороннего материала нет, сепаратор только пластически деформирован (см. рис. 97).

В верхней части внутренней полости вала также имеются отложения постороннего материала. Количество отложений уменьшается от прорезей для выхода воздуха и дальше по направлению движения воздуха (рис. 98). Нижняя часть вала, где должен был скопиться материал отсутствующей части крышки в случае ее расплавления при подводе тепла снаружи, чистая. Нижний подшипник ротора проворачивается от руки только на угол 10-15°. У лабиринтных уплотнений отсутствуют уплотнительные кольца.



Рис. 97. Состояние подшипника вала крыльчатки с внутренней стороны (стороны крыльчатки) (а) и с внешней стороны (б).

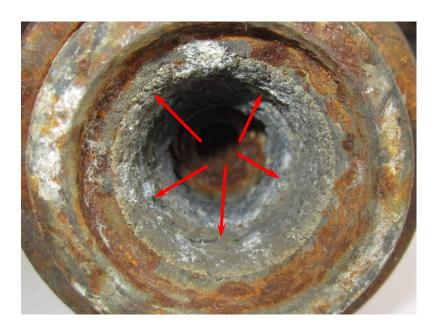


Рис. 98. Вид налипания постороннего металла во внутренней полости вала (канал выхода очищенного воздуха).

Поверхность переходника со стороны корпуса суфлера покрыта продуктами коксования масла. В зоне расположения отверстия под слив масла из корпуса суфлера имеется наплыв расплавленного металла. Другая поверхность переходника (со стороны лобового картера) покрыта пленкой лаковых отложений.

Крыльчатка ротора суфлера полностью разрушена, от нее сохранились несколько фрагментов спекшегося материала.

Указанные выше особенности состояния элементов суфлера ЦС-24 свидетельствуют о том, что отложившийся на поверхностях деталей суфлера посторонний материал имел мелкодисперсное состояние и поступал со стороны крыльчатки суфлера, а сама крыльчатка на валу полностью отсутствует. При этом внутри суфлера действовали

высокие температуры, достаточные, как минимум, для начала процесса локального расплавления сепаратора верхнего подшипника ротора со стороны крыльчатки, и осуществлялась интенсивная прокачка воздуха. Это позволяет говорить о том, что посторонний материал является собственно продуктами разрушения крыльчатки, происходившего при ее вращении в процессе работы двигателя.

Из статистических данных известно, что в случае разрушения шарикоподшипника задней опоры ротора компрессора двигателя АИ-24 наблюдалось обгорание краски на трубопроводе подвода воздушно-масляной эмульсии к суфлеру и повреждения (надиры) деталей центробежного суфлера. В исследуемом случае разрушение задней опоры ротора компрессора происходило длительно (более 16 минут), при этом, как было показано выше, разогрев деталей подшипника в зонах интенсивной пластической деформации происходил до температур 850...900°C, а по остальным зонам – в диапазоне температур 350...600°C. Также происходило интенсивное повреждение лабиринтных уплотнений, что, в свою очередь, способствовало прорыву горячих газов под давлением из проточной части компрессора. В связи с этим, есть все основания считать, что причиной разрушения крыльчатки явилось длительное воздействие на нее воздушно-масляной эмульсии с повышенной из-за разрушения шарикоподшипника задней опоры ротора компрессора температурой.

В процессе разрушения крыльчатки происходил еще больший разогрев деталей суфлера от их взаимного трения. Помимо этого, при выборке зазоров в лабиринтном уплотнении могли иметь место искрения. Все это могло инициировать возгорание воздушно-масляной эмульсии в суфлере и далее пожар в подкапотном пространстве двигателя.

2.2.6. Анализ технического состояния агрегатов системы измерения вибрации ИВ-41АМ

Исследование и анализ работоспособности агрегатов системы измерения вибрации ИВ-41АМ проводились с целью определения причин ее позднего срабатывания в процессе разрушения подшипника задней опоры ротора компрессора двигателя. РК «Опасная вибрация левого двигателя» зарегистрирована только в 04:52:12 (почти через 16 минут после появления стружки в масле левого двигателя).

Исследованиями установлено следующее.

Виды блока ИВ-41АМ № 40856 и датчика вибрации МВ-25Г № 45599 (левого) в состоянии поступления на исследование представлены на рис. 99, 100.



Рис. 99. Вид блока ИВ-41AM № 40856 со стороны штепсельных разъемов в состоянии поступления на исследование



Рис. 100. Виды с двух сторон датчика вибрации MB-25Г № 45599 в состоянии поступления на исследование.

В результате оценки технического состояния блока ИВ-41АМ № 40856 установлено, что с внешней стороны и внутренние полости блока загрязнены песком (рис. 101). Стендовая проверка блока показала его работоспособность. При этом контролируемые показатели блока не соответствуют требованиям технических условий – ниже по значениям.

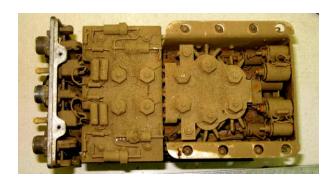




Рис. 101. Виды (а, б) блока ИВ-41АМ № 40856 после снятия крышки.

Исследованием датчика вибрации MB-25Г № 45599 установлено.

Датчик вибрации МВ-25Г № 45599 имеет повреждения.

На поверхности корпуса датчика имеются продукты горения в виде налета копоти и наплыв расплавленного металла белого цвета (предположительно алюминия), указывающие на нахождение изделия в зоне пожара (см. рис. 100а). Расплавленный металл белого цвета, наиболее вероятно, является остатком крышки корпуса датчика. Шток датчика заклинен. Электросоединитель датчика с электрожгутом на исследование не поступил. Механических повреждений в виде вмятин или грубых задиров материала на внешней поверхности корпуса датчика нет.

«Прозвонка» электроцепей датчика показала, что соединение сохранившихся внутри корпуса фрагментов электропроводов электрожгута с индукционной катушкой отсутствует. Техническое состояние датчика исключает возможность его стендовой проверки.

Вид датчика МВ-25Г № 45599 после разборки представлен на рис. 102.

В процессе разборки датчика из внутренней полости корпуса извлечено значительное количество грязи в виде мелкодисперсной сухой смеси. После удаления грязи магнит датчика начал свободно перемещаться во внутренней полости. Магнит фиксируется в среднем положении под действием центрирующих пружин, что свидетельствует об исправности механической части датчика.

Изоляция индукционной катушки датчика обгорела и спеклась под действием высокой температуры. Электропровода, соединяющие обмотку катушки с электросоединителем датчика, отпаялись от обмотки. Возвратные пружины сохранили упругость, механических повреждений на них не обнаружено.



Рис. 102. Внешний вид датчика МВ-25Г № 45599 после разборки.

На поверхности магнита следов заклинивания в виде забоин нет. Оба подшипника вращаются без заеданий, разрушений не имеют. На элементах конструкции датчика во внутренней полости следов износа нет.

Таким образом, результаты исследования датчика вибрации МВ-25Г № 45599 показали, что он неработоспособен вследствие заклинивания чувствительного элемента и выгорания изоляции индукционной катушки. Заклинивание чувствительного элемента датчика произошло в результате его раскрытия из-за расплавления крышки корпуса и загрязнения внутренней полости после аварийного приводнения самолета и затопления двигателя. Выгорание изоляции индукционной катушки датчика связано с воздействием на него высоких температур в условиях нахождения в зоне пожара.

Показывающие приборы аппаратуры контроля вибрации ИВ-41АМ № 61502 и № 60594 находятся в удовлетворительном техническом состоянии, повреждений не имеют. Стендовая проверка приборов показала полное соответствие их характеристик требованиям технических условий.

В паспорте на датчик имеется запись о результатах контроля датчика при капитальном ремонте, согласно которой чувствительность датчика при вибрации с частотой 250 Гц составляет 73 мВ/мм⋅Гц. Согласно ТРА ИВ-41/77-13 ОАО «РЗГА № 412» и ОАО «ИАРЗ № 403» чувствительность датчика вибрации МВ-25Г должна находиться в пределах 61,5…67,5 мВ/мм⋅Гц.

Согласно информации, представленной ОАО «Техприбор»: «При проведении ремонтных работ должна производиться настройка коэффициента усиления блока фильтров аппаратуры ИВ-41АМ с учетом фактической чувствительности датчика вибрации. Так как значение чувствительности датчика выше предусмотренной по ТРА, то коэффициент усиления блока фильтров соответственно должен быть уменьшен, но при

этом уровень срабатывания сигнализации ИВ-41АМ остаться прежним. Аппаратура ИВ-41АМ контролирует с заданной степенью точности уровень вибрации только на частоте 252±2 Гц, на которую настроен резонансный фильтр блока. При изменении частоты вращения ротора в любую сторону показания аппаратуры будут уменьшаться. При частотах 248 Гц и 256 Гц выходной сигнал уменьшается ~ на 15%, при частотах 239 Гц и 265 Гц - ~ на 30%, при 176 Гц – более, чем на 85%».

Согласно Инструкции по эксплуатации двигателя АИ-24 2 серии система регулирования двигателя поддерживает постоянной частоту вращения на всех рабочих режимах, составляющую 15100^{+150} об/мин ($100\pm0.5\%$ по указателю ИТЭ-2). При этом 100%, по шкале указателя ИТЭ-2, соответствует частоте вращения ротора двигателя 15187 об/мин.

Таким образом, настройка системы измерения вибрации ИВ-41АМ непосредственно связана с настройкой системы регулирования двигателя, а именно настройка резонансного фильтра блока системы ИВ-41АМ (252±2 Гц) приведена к частоте вращения ротора двигателя (15120±120 об/мин). При возможном изменении частоты вращения ротора двигателя не более чем на 2% по указателю ИТЭ-2 как в сторону уменьшения, так и увеличения, частота настройки блока резонансных фильтров системы ИВ-41АМ может уменьшиться до 248 Гц или увеличиться до 256 Гц. При этом выходной сигнал системы уменьшится на 15%.

Как показал анализ материалов объективного контроля, начиная с 04:44:26 начинаются колебания давления ИКМ левого двигателя (см. рис. 6), которые продолжаются с изменяющейся амплитудой вплоть до его самовыключения (04:52:15). Как было отмечено выше, колебания крутящего момента можно объяснить только появлением дополнительных переменных по величине сил трения, начавших действовать на ротор двигателя из-за протекавших процессов разрушения опор компрессора и турбины и выборки при этом зазоров между элементами ротора и статора двигателя. Такие колебания давления ИКМ неизбежно должны были сопровождаться колебаниями частоты вращения ротора и, как следствие, к ухудшению параметров работы системы измерения вибрации ИВ-41АМ.

Исходя из вышеизложенного, Комиссия считает, что, наиболее вероятно, позднее срабатывание системы измерения вибрации ИВ-41АМ произошло по причине возможной разрегулировки блока № 40856, а также возможного изменения частоты вращения двигателя в любую сторону.

Количественно оценить регулировку блока не представилось возможным.

2.2.7. Анализ технического состояния крана перекрывного 7686000MA № 457286

На полевом этапе расследования было установлено, что после АП перекрывной кран 7686000MA № 457286 левого двигателя находился в открытом положении.

Исследование и анализ работоспособности перекрывного крана 7686000MA № 457286 проводилось с целью определения причин незакрытия крана.

Перекрывной (пожарный) кран 7686000МА № 457286 в состоянии поступления на исследование находился в открытом положении (рис. 103). На наружных поверхностях крана наблюдаются следы копоти, электропровод подводки питания к электромеханизму ЭПВ-150МТ 2 серии № 009492876 разрушен. Штепсельный разъем подводки питания повреждений, кроме закопченности, не имеет.

В результате стендовой проверки крана было установлено, что он работоспособен. Закрывание (рис. 104) и открывание заслонки в свободном положении и при давлении топлива 4 кг/см² происходит менее чем за 3 секунды.

При осмотре кабины на месте АП установлено, что на щите A3C в кабине экипажа выключились следующие автоматы защиты сети:

- АДТ левый;
- УПРТ левый;
- снятие винтов с упора левый;
- пожарный кран левый;
- сигнализация шасси;
- управление створкой маслорадиатора левый;
- противообледенения крыла и оперения правый и левый;
- обогрев ВНА левый.

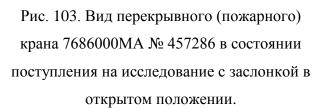
Такое состояние АЗС, в том числе управления пожарным краном, можно объяснить наличием пожара в мотогондоле левого двигателя. Кроме того, факт выключения АЗС в полете подтверждается прекращением регистрации РК «Включение ПОС» на 04:53:49 в процессе снижения самолета на высоте $H_{\rm B}$ около 2000м и скорости $V_{\rm np}$ около 500км/ч.

В процессе развития пожара в верхней части двигателя алюминиевые электроколлектора и изоляция медных проводов сгорели (см. рис. 21) и в системе электроснабжения начали происходить короткие замыкания.

Вероятно, срабатывание АЗС управления левым пожарным краном произошло при перестановке экипажем выключателя «Пожарный кран левый» в положение «ЗАКРЫТ» (момент подачи напряжения в электрическую цепь управления пожарным краном). В то же время, не исключено, что АЗС управления пожарным краном сработал и раньше,

вследствие возникновения коротких замыканий в электрических цепях. Вследствие того, что АЗС пожарного крана левого двигателя сработал, кран не закрылся, и топливо продолжало поступать в двигатель.





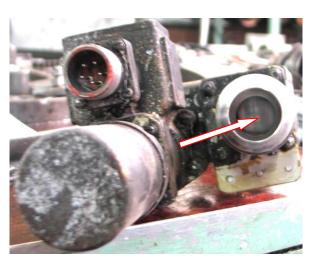


Рис. 104. Вид перекрывного (пожарного) крана 7686000МА № 457286 после стендовой проверки. Стрелкой показана закрытая заслонка крана.

Необходимо отметить, что на самолете Ан-24 система управления пожарным краном работает совместно с системой, сигнализирующей о появлении стружки в масле двигателя. При нахождении переключателя, управляющего пожарным краном, в положении «ЗАКРЫТ» горит красная лампа, сигнализирующая о закрытом положении крана. При установке переключателя в положение «ОТКРЫТ» красная лампа гаснет и загорается зеленая лампа, свидетельствующая об открытом положении пожарного крана. В этом случае, загорание красной лампы закрытого положения пожарного крана сигнализирует о появлении стружки в масле двигателя.

Таким образом, при наличии сигнала о стружке в масле двигателя (красная лампа горит) и закрытии пожарного крана переводом переключателя в положение «ЗАКРЫТ» гаснет зеленая лампа открытого положения крана, но проконтролировать его закрытие по загоранию красной лампы экипаж не может. Иного способа контроля положения заслонки пожарного крана на самолетах типа Ан-24 не имеется.

2.2.8. Анализ версий о причинах возникновения пожара

В ходе расследования был выдвинут ряд версий о причинах возникновения пожара в мотогондоле левого двигателя.

Версия 1. «Развитие аварийной ситуации началось с разрушения шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора. Разрушение подшипника вызвало раскрытие стыка заднего фланца компрессора и переднего фланца камеры сгорания, что нарушило условия работы всех опор ротора двигателя и стыка переднего фланца компрессора с корпусом лобового картера. Под действием повышенных вибрационных нагрузок началось разрушение трубопровода подачи топлива от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам и к насосу-датчику НД-24А по механизму малоцикловой усталости. После прорастания трещин на всю толщину трубопровода произошли разгерметизация топливной системы двигателя, попадание керосина в горячую часть и в область раскрытого стыка компрессора и камеры сгорания, в результате чего возник пожар».

Предложенная версия признана несостоятельной по нескольким причинам.

Раскрытие стыка заднего фланца компрессора и переднего фланца камеры сгорания (разгерметизация проточной части двигателя) приведет к нарушению газодинамического процесса в двигателе и к практически мгновенной остановке двигателя. В связи с этим возникает вопрос: в какой момент времени могло произойти раскрытие стыка?

Как следует из материалов объективного контроля, остановка двигателя произошла в 04:52:17 после прохождения РК «Опасная вибрация левого двигателя» (см. рис. 14). Согласно выдвинутой версии именно в это время возник пожар в мотогондоле двигателя, однако РК «Пожар на самолете» зарегистрирована в 04:50:02 (см. рис. 12), то есть более чем на 2 минуты раньше, чем выключение двигателя.

Предположение о том, что раскрытие стыка произошло в момент начала регистрации РК «Пожар на самолете» также не подтверждается материалами объективного контроля, так как после указанной РК двигатель еще работал более 2 минут, что невозможно с раскрытым стыком.

Более того, исследованиями установлено, что вал турбины разрушился при работающем двигателе. После разрушения вала двигатель остановился. После остановки двигателя нагрузки на болты крепления фланцев компрессора и камеры сгорания будут минимальными. Если сначала произошло раскрытие, то, как было сказано выше, двигатель остановится и внутренних разрушений не будет.

Кроме того, раскрытие в полете стыка заднего фланца компрессора и переднего фланца камеры сгорания опровергается результатами дополнительных исследований этого узла, согласно которым раскрытие стыка произошло при приводнении самолета.

Данная версия также не подтверждается результатами исследований двигателя. При внешнем осмотре было установлено, что очаг пожара находился сверху - слева в передней части двигателя перед стыком корпусов компрессора и камеры сгорания (см. рис. 23). В случае разрушения топливного трубопровода от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам и к насосу-датчику НД-24А (установлен справа - снизу в районе передней опоры ротора компрессора двигателя) в мотогондоле будет создаваться топливно-воздушная смесь. В случае ее поджига возникновение пожара исключительно в верхней части двигателя невероятно.

Версия 2. «Причиной возникновения пожара в подкапотном пространстве двигателя явилось усталостное разрушение трубопровода подвода топлива от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам и к насосу-датчику НД-24А. Развитие трещины в трубопроводе происходило от вибрационных нагрузок в течение нескольких последних полетов самолета Ан-24 PB RA-47302. Вероятной причиной разрушения трубопровода является повреждение при проведении ремонтных работ в процессе эксплуатации.

После разрушения трубопровода в нижней части мотогондолы возник локальный пожар, в результате которого, при достижении температуры 180°С и расплавлении легкоплавкой оловянно-кадмиевой вставки, произошло срабатывание термостружкосигнализатора ТСС-24 (загорание сигнала «Стружка в масле»). Дальнейшее повышение температуры привело к коксованию масла на сетке маслофильтра. В результате этого снизилась пропускная способность линии откачки масла от подшипника.

Вследствие изменения условий смазывания подшипника и нарушения теплового баланса, в подшипнике начала возрастать температура и стал уменьшаться радиальный зазор. Тела качения начинают работать в условиях «теплового распора», что, в свою очередь, при недостаточном охлаждении, привело к еще большему возрастанию температуры в подшипнике и увеличению контактных нагрузок. В результате возрастания температуры в подшипнике выше температуры отпуска материала твердость подшипниковой стали значительно снизилась, и произошла раскатка колец (в большей степени внутреннего нагруженного полукольца).

В процессе разрушения шарикоподшипника произошло изменение центровки ротора компрессора, что привело к повышению нагрузок, действующих на подшипники опор. Повышение нагрузки на передний роликоподшипник явилось следствием нагрева

поверхностей качения в подшипнике и заклинивания роликов. В результате разрушения подшипников задней и передней опор ротора компрессора и его торможения в результате касания о статор произошло разрушение вала турбины скручиванием».

Предложенная версия также не подтверждается материалами объективного контроля.

В первую очередь констатируется факт первоначального возникновения пожара (до появления сигнала «Стружка в масле») в мотогондоле левого двигателя из-за разрушения трубопровода подвода топлива от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам и к насосу-датчику НД-24А. Однако, как установлено анализом записей МСРП-12-96 и МС-61Б, загорание табло «Стружка в масле» произошло в 04:36:15 (см. рис. 5), а регистрация РК «Пожар на самолете» - в 04:50:02 (см. рис. 12), то есть разница во времени прохождения указанных событий составляет почти 14 минут.

Как было показано выше (см. раздел 2.2.3), разрушение топливного трубопровода 24-508-826 подачи топлива от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам произошло по механизму малоцикловой усталости и явилось следствием развития особой ситуации.

В ходе расследования установлено, что пожар на самолете (в мотогондоле левого двигателя) продолжался до самого приводнения самолета (04:56:08) (см. рис. 19). Следовательно, согласно выдвинутой версии, пожар в мотогондоле левого двигателя продолжался не менее 20 минут. Но, ни бортпроводница, ни бортмеханик, выходивший в салон для осмотра двигателя после принятия решения о следовании на запасной аэродром (04:44:41) (см. рис. 6), признаков пожара в левом двигателе не наблюдали.

Кроме того, исследованиями установлено, что у топливного шланга 24-6100-270 подвода топлива к фильтру грубой очистки, проложенного справа в мотогондоле (см. раздел 2.2.3), потери упруго-эластических свойств резины рабочей камеры и прочностных свойств металлической спирали выявлено не было, а его разрушение произошло при приводнении самолета. То есть на этот шланг длительного воздействия открытого пламени не было, что противоречит предложенной версии.

Версия 3. «Причиной возникновения пожара в мотогондоле левого двигателя явилась разгерметизация системы суфлирования из-за разрушения центробежного суфлера ЦС-24 № Г872ВТ9 двигателя АИ-24 2 серии №Н49312005 с последующим выбросом воздушно-масляной эмульсии в подкапотное пространство двигателя.

Причиной разрушения центробежного суфлера явилось разрушение его крыльчатки из-за длительного воздействия воздушно-масляной эмульсии с повышенной,

вследствие разрушения шарикоподшипника задней опоры ротора компрессора, температурой.

Причиной разрушения подшипника явилась его работа с повышенным перекосом колец. Значительные вторичные повреждения деталей узла задней опоры ротора компрессора не позволили однозначно установить, чем конкретно был обусловлен повышенный перекос колец подшипника.

Повышенный перекос колец мог быть реализован:

- в результате неблагоприятного сложения имевшихся у сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора биений (в пределах ТУ) с биением подшипника, полученным из-за его неправильной установки при среднем (по техническому состоянию) ремонте двигателя в ОАО «Арамильский АРЗ»;
- из-за отклонений от ТУ геометрии сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора».

Выдвинутая версия наиболее полно подтверждается как материалами объективного контроля, так и проведенными исследованиями и экспертизами.

В 04:36:15 экипажем отмечено появление стружки в масле левого двигателя. Этот момент определен как начало разрушения шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора. В исследуемом случае разрушение задней опоры ротора компрессора происходило длительно (более 16 минут), при этом разогрев деталей подшипника в зонах интенсивной пластической деформации происходил до температур 850...900°С, а по остальным зонам – в диапазоне температур 350...600°С. Также происходило интенсивное повреждение лабиринтных уплотнений, что, в свою очередь, способствовало прорыву горячих газов под давлением из проточной части компрессора (доклад КВС о появлении запаха гари).

Техническое состояние центробежного суфлера показало, что крыльчатка ротора суфлера полностью разрушена, от нее сохранились несколько фрагментов спекшегося материала, а внутри суфлера действовали высокие температуры, достаточные, как минимум, для начала процесса локального расплавления сепаратора верхнего подшипника ротора со стороны крыльчатки, и осуществлялась интенсивная прокачка воздуха.

Таким образом, причиной разрушения крыльчатки явилось длительное воздействие на нее воздушно-масляной эмульсии с повышенной температурой.

В процессе разрушения крыльчатки происходил еще больший разогрев деталей суфлера от их взаимного трения. Помимо этого при выборке зазоров в лабиринтном уплотнении могли иметь место искрения. Все это могло инициировать возгорание

воздушно-масляной эмульсии в суфлере и далее пожар в подкапотном пространстве двигателя.

Факт пожара в основном сверху - слева в передней части двигателя (в месте установки центробежного суфлера) подтверждается месторасположением очага пожара, установленном при осмотре двигателя в ОАО «412 РЗГА». В этом же районе расположен масляный бак (на месте АП отсутствовал), разрушение которого могло привести к дополнительному попаданию масла в мотогондолу и развитию пожара. В подтверждение этой версии свидетельствует также тот факт, что алюминиевые электроколлектора, в которых проложены медные провода системы электроснабжения самолета, расположенные сверху двигателя над корпусом компрессора, полностью сгорели (см. раздел 2.2.1, рис. 23).

Далее ситуация развивалась следующим образом. В процессе разрушения подшипника произошло усталостное разрушение трубопровода подвода топлива от подкачивающего насоса БНК-10И к пусковым форсункам и к насосу-датчику НД-24А. После разрушения трубопровода пожар распространился на всю мотогондолу. При этом, по мнению членов Комиссии, этот пожар продолжался непродолжительное время, так как топливный шланг подвода топлива к фильтру грубой очистки (как показали исследования), расположенный на двигателе справа, подвергался воздействию пламени, но при этом потери упруго-эластических свойств резины рабочей камеры и прочностных свойств металлической спирали выявлено не было, то есть воздействие высокой температуры на шланг было кратковременным.

По результатам дешифрирования информации, зарегистрированной системами МСРП-12-96 и МС-61, пожар на самолете (в мотогондоле левого двигателя) возник в 04:49:58 (момент срабатывания звуковой сигнализации — сирена С-1) при работающем двигателе на режиме «Полетный малый газ». Наиболее вероятно, в это время произошла разгерметизация системы суфлирования с последующим возникновением пожара. В дальнейшем, в процессе разрушения подшипника, уровень вибрации увеличился выше допустимого, и произошло самовыключение двигателя, что подтверждается исследованиями вала турбины (разрушение вала произошло на работающем двигателе).

Раскрытие фланцевого стыка корпуса компрессора и камеры сгорания произошло при столкновении самолета с неровностями дна реки.

2.3. Анализ работы противопожарной системы

Анализ работоспособности противопожарной системы самолета Ан-24РВ RA-47302 проводился с целью определения возможных причин позднего (визуального) обнаружения пожара, по сравнению с регистрацией системой МСРП-12-96 РК «ПОЖАР НА САМОЛЕТЕ», а также оценки своевременности срабатывания сигнализации о пожаре левого двигателя. При исследовании использовались принципиальная электрическая и полумонтажная схемы противопожарной системы, принципиальная электрическая схема магнитного самописца аварийных режимов полета МСРП-12-96, принципиальная электрическая схема высотной сигнализации.

Проведенный анализ типовых электрических схем систем сигнализации пожара ССП-2А и ССП-7 самолета Ан-24 совместно с анализом зарегистрированной параметрической и звуковой информации, а также результатов проведенных исследований деталей и агрегатов самолета и двигателей, показал следующее.

Противопожарная система самолета обеспечивает сигнализацию о возникновении пожара, автоматическое и ручное управление пожаротушением, автоматическое включение системы при аварийной посадке с убранным шасси, проверку исправности элементов и агрегатов системы.

Система состоит из двух частей:

- система сигнализации и пожаротушения ССП-2А обеспечивает сигнализацию о возникновении пожара в отсеках топливных баков и гондолах двигателей и пожаротушение в автоматическом (1-я очередь) и ручном (1-я и 2-я очереди) режимах. При этом системой МСРП-12-96 регистрируется РК «ПОЖАР НА САМОЛЕТЕ»;
- система сигнализации и пожаротушения ССП-7 обеспечивает сигнализацию о возникновении пожара во внутренних полостях двигателей и пожаротушение в ручном режиме. Регистрация каких-либо разовых команд системой МСРП-12-96 в этом случае не предусмотрена.

Как было отмечено выше, полет самолета до появления стружки в масле левого двигателя (04:36:15) проходил в штатном режиме.

Через 7 мин 54 с после появления стружки в масле левого двигателя (в 04:45:09) бортовым магнитофоном МС-61Б зарегистрирован звуковой сигнал продолжительностью 1,6с. Сравнение его со спектрами звуковых сигналов на самолете (сигнализации) свидетельствует о том, что данный сигнал является сиреной С-1 (см. рис. 7). Следует отметить, что в указанное время, согласно данным радиообмена, зарегистрированного бортовым магнитофоном МС-61Б, какой-либо реакции со стороны членов экипажа на этот

сигнал не было. Разовых команд, свидетельствующих о нештатном функционировании авиационной техники, системой МСРП-12-96 также не зарегистрировано.

Примечание: Согласно данным, предоставленным ГП «Антонов», сирена С-1 предназначена для звуковой сигнализации, предупреждающей о:

- возникновении пожара;
- невыпуске шасси при посадке самолета;
- невзлетном угле установки закрылков при взлете самолета.

В указанных случаях звук сирены — непрерывный. Сирена может быть отключена с рабочего места второго пилота.

Сирена гудит прерывисто — при падении давления воздуха в герметичной кабине и при срабатывании ССОС в случае опасного сближения с землей.

РЛЭ самолета Aн-24 п. 5.4: «При экстренном снижении на $H_{\rm E} > 4000$ м возможно срабатывание сигнализации «ОПАСНО ЗЕМЛЯ». Сигнализация «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» прекратится при уменьшении вертикальной скорости снижения.

В это время самолет находился в горизонтальном полете на высоте $H_{\text{Б}}$ около 6000м и скорости $V_{\text{пр}}$ около 320 км/ч.

Таким образом, исходя из алгоритма формирования звуковой сигнализации и схемы работы системы пожаротушения, можно предположить, что в этот период времени сформировался сигнал о пожаре внутри левого двигателя.

Срабатывание звуковой сигнализации от сирены С-1 и одновременное срабатывание световой сигнализации «ПОЖАР ВНУТРИ ЛЕВ. ДВ» на щитке флюгирования и пожаротушения могло быть следствием реального изменения температуры среды (капли и пары масла, смешанные с воздухом), окружающей рабочие спаи датчиков температуры ДТБ-2АУ системы ССП-7.

Примечание: Техническое описание ССП-7. Температура срабатывания системы в зоне трансмиссии ротора турбины $+300^{\circ}$ C... 500° C, в зоне лобового картера $+200^{\circ}$ C... 400° C.

В этом случае, в одном из датчиков ДТБ-2АУ появляется термо-ЭДС, что приведет к срабатыванию исполнительного блока системы ССП-7, в результате чего блок формирует и выдает сигнал на включение лампы соответствующего светосигнализатора, и включается сирена С-1.

При нахождении главного переключателя в положении «ПОЖАРОТУШЕНИЕ» включение системы пожаротушения осуществляется нажатием на кнопку приведения в действие системы внутрь двигателя.

Примечание: Осмотром кабины самолета после АП установлено, что галетный переключатель проверки датчиков пожаротушения на щитке проверки системы пожаротушения находится в положении «КРАНЫ», а главный выключатель на щитке пожаротушения и флюгирования — в положении «ПОЖАРОТУШЕНИЕ».

К рассматриваемому моменту времени разрушение шарикового подшипника задней опоры ротора компрессора левого двигателя продолжалось около 8 минут. Как показали исследования, разрушение подшипника сопровождалось интенсивным нагревом как деталей непосредственно подшипника, так и воздушно-масляной эмульсии, отводимой в систему суфлирования. При достижении температуры воздушно-масляной эмульсии в зоне трансмиссии ротора турбины (трубопроводе суфлирования масляных полостей среднего (шарикового) и заднего (роликового) подшипников ротора двигателя) величины не менее 300°С произошло срабатывание системы ССП-7 и, одновременно с прохождением звукового сигнала, должно было загореться табло «Пожар внутри лев. дв».

Как было отмечено выше, звуковой сигнал может быть отключен с рабочего места второго пилота (лампа при этом будет гореть). Однако, предположение о том, что второй пилот практически мгновенно, не оценив ситуацию, без доклада выключил звуковую сигнализацию, представляется невероятным.

Анализ технических характеристик системы ССП-7 показал, что ее работоспособность сохраняется при изменении температуры окружающей среды для датчиков в пределах:

- от -60°C до +200°C;
- до +250°C в течение 10 мин;
- при пожаре до выдачи сигнала.

В системе ССП-7 каких-либо блокировок на световую и звуковую сигнализации не предусмотрено. Поэтому можно предположить, что прекращение звуковой сигнализации произошло одновременно с прекращением световой сигнализации.

Исходя из изложенного, прекращение звукового и светового сигналов, через 1,6с после их появления, наиболее вероятно, объясняется логикой и условиями работоспособности системы ССП-7.

В 04:49:58 бортовым магнитофоном МС-61Б вновь зарегистрирован звуковой сигнал — сирена С-1 в течение 1,6с, а в 04:50:02 (через 14 минут 46с после доклада бортмеханика о появлении стружки в масле левого двигателя) системой МСРП-12-96 была зарегистрирована РК «Пожар на самолете» с последующей ее стабильной регистрацией до конца полета. В это время высота полета $H_{\rm B}$ составляла около 4000м, скорость $V_{\rm np} \sim 350$ км/ч (см. рис. 11, 12).

Как показали исследования, в полете возник пожар в мотогондоле левого двигателя. Анализом условий регистрации РК «Пожар на самолете» системой МСРП-12-96 установлено, что данная РК регистрируется с частотой 1 раз в 4 секунды. Поэтому можно утверждать, что прохождение звукового сигнала и регистрация РК «Пожар на самолете» в рассматриваемый период времени свидетельствуют об одном событии – возникновении пожара в мотогондоле левого двигателя.

Одновременное срабатывание двух упомянутых сигналов возможно только от системы ССП-2A, предназначенной для контроля противопожарного состояния мотогондол двигателей.

Анализ технических характеристик системы ССП-2А показал.

- 1. Температура срабатывания системы при скорости нарастания температуры окружающей среды, окружающей датчики, равной 2°С в секунду и одновременном нагреве трех датчиков не ниже 150°С.
- 2. Инерционность системы при переносе трех датчиков, включенных последовательно из воздушной среды с температурой +60°C в воздушную среду с температурой +350°C при обдуве их со скоростью 3...4 м/с не более 1с.
- 3. Система приходит в состояние готовности к действию после тушения пожара при резком снижении температуры среды от +350°С...+300°С до +130°С за время не более 2с.

Анализом схемы системы пожаротушения ССП-2А установлено следующее.

1. Главный выключатель находится в положении «Пожаротушение», галетный переключатель на щитке контроля - в положении «Краны».

В случае возникновения пожара в защищаемых отсеках, в данном случае в мотогондоле левого двигателя, сигналы от датчиков пожарной сигнализации поступают на исполнительный блок БИ-2АЮ. По обмотке реле блока БИ-2АЮ протекает ток, достаточный для его срабатывания. В результате напряжение с главного переключателя поступает на обмотку реле, которое, срабатывая, подает напряжение:

- на обмотку электромагнита блока распределительных клапанов;

- на лампу-кнопку сигнализации о пожаре (красная);
- на сирену;
- в систему МСРП-12-96 для формирования РК «Пожар на самолете».

Электромагнит блока распределительных клапанов, срабатывая, становится на самоблокировку за счет перекладки концевого выключателя, вмонтированного в блок. Благодаря этому, даже в том случае, если электрическая цепь датчиков будет повреждена, распределительный кран останется открытым.

Таким образом, выдается световая сигнализация о пожаре, дублируемая звуковым сигналом, открывается канал трубопровода подачи огнегасящего состава в подкапотное пространство двигателя, а системой МСРП-12-96 регистрируется РК «Пожар на самолете».

После срабатывания крана напряжение подается на реле, которое, срабатывая, подает напряжение на пиропатроны баллонов противопожарной системы. В результате огнегасящая смесь этих баллонов через открытый распределительный кран подается к месту пожара. При срабатывании реле и пиропатронов гаснут желтые лампы готовности баллонов к работе.

После того, как пожар потушен, для закрытия крана достаточно отключить главный выключатель. При этом обесточивается обмотка электромагнита крана, он закрывается под действием пружины и гаснет лампа-кнопка сигнализации о пожаре.

Повторным включением главного выключателя в положение «Пожаротушение» система вновь подготавливается к работе.

В случае возникновении пожара в подкапотном пространстве двигателей и несрабатывании автоматической очереди системы пожаротушения можно осуществить ручное управление пожаротушением. Для этого достаточно кратковременно нажать соответствующую лампу-кнопку, в данном случае о пожаре в подкапотном пространстве левого двигателя. Через контакты лампы-кнопки напряжение будет подаваться на лампу сигнализации о пожаре, на блок распределительных кранов, в систему МСРП-12-96 и баллоны пожаротушения также как и при срабатывании датчиков пожаротушения. В этом случае сирена работать не будет.

2. Главный выключатель находится в положении «Проверка», галетный переключатель на щитке контроля - в положении «Краны».

В рассматриваемом случае, при возникновении пожара работа схемы протекает аналогично описанной выше, за исключением того, что не произойдет срабатывания пиропатронов пожарных баллонов. В результате подачи огнегасящего состава к очагу пожара не будет, и лампы готовности противопожарных баллонов к работе не погаснут.

3. При нахождении галетного переключателя на щитке контроля в любом положении, отличном от положения «Краны» при возникновении пожара срабатывания блока распределительных кранов не произойдет. При этом сработает световая и звуковая сигнализации, не будет регистрации РК «Пожар на самолете» и останутся гореть лампы сигнализации исправности пиропатронов пожарных баллонов, то есть системой выдается только сигнализация, а тушения пожара не произойдет. В этом случае привести в действие систему пожаротушения вручную также невозможно.

С целью определения состояния ламп на щитке флюгирования и пожаротушения (горела – не горела) в момент воздействия на них ударных нагрузок при приводнении самолета выполнен оптико-визуальный анализ состояния их нитей накаливания.

Исследование проводилось путем визуального анализа изменения геометрических форм нити накаливания лампы в момент приложения ударной нагрузки. Метод основан на различии упругих свойств вольфрамовой нити, находящейся в раскаленном (под напряжением) или в холодном (обесточенном) состоянии.

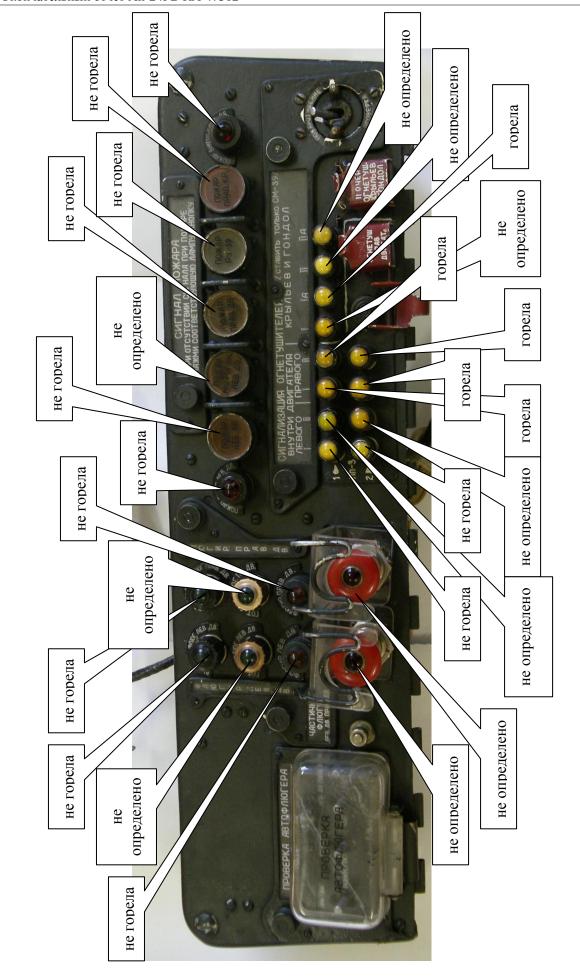
Данный метод применим к лампам, у которых сохраняется стеклянная колба. Признаками включенного состояния ламп накаливания при воздействии ударных нагрузок являются:

- вытяжка спирали нити накаливания (увеличение шага намотки спирали);
- деформация витков спирали и увеличение шага ее намотки на участках касания держателей;
- смещение места изгиба спирали от держателя за счет увеличения длины нити.

В результате оптико-визуального исследования нитей накаливания ламп, находящихся на щитке флюгирования и пожаротушения, установлено (рис. 105):

- лампы светосигнализаторов: «ПОЖАР ВНУТР. ЛЕВ. ДВ», «ПОЖАР ЛЕВ. КР», «ПОЖАР ПРАВ. ДВ», «ПОЖАР РУ-19», «ПОЖАР ПРАВ. КР», «ПОЖАР ВНУТР. ПРАВ. ДВ.», «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ ВНУТРИ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ 1 І», «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ ВНУТРИ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ 2 І» имеют признаки обесточенного состояния в момент воздействия на них ударной нагрузки (не горели);
- лампы светосигнализаторов: «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ ВНУТРИ ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ 1, 2 I», «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ ВНУТРИ ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ 1, 2 II», «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ КРЫЛЬЕВ И ГОНДОЛ I А», имеют признаки включенного состояния при воздействии на них ударных нагрузок (горели).

Рис. 105. Электрощиток флюгирования и пожаротушения



МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

Включенное состояние ламп светосигнализаторов «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ ВНУТРИ ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ 1, 2 I», «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ ВНУТРИ ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ 1, 2 II», в момент воздействия на них ударной нагрузки, свидетельствует о штатном функционировании канала контроля правого двигателя системы ССП-7 и исправности накальных нитей пиропатронов ПП-3 огнетушителей УБШ2-1, установленных в мотогондоле правого двигателя.

Вследствие того, что в последнем полете самолета при тушении пожара левого двигателя были применены первая и вторая очереди пожаротушения, наличие у лампы светосигнализатора «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ КРЫЛЬЕВ И ГОНДОЛ І А» признаков включенного состояния в момент воздействия на нее ударной нагрузки, в процессе выполнения аварийной посадки, не является штатным. Необходимо отметить, что осмотром самолета на месте АП установлено, что все огнетушители разряжены. Исходя из того, что огнетушители размещены в хвостовой части мотогондолы левого двигателя, наиболее вероятной причиной включения лампы, после срабатывания пиропатрона, могло стать образование ложной минусовой цепи вследствие повреждения изоляции электропроводки и ее замыкания на «корпус» при пожаре в мотогондоле.

Нити накаливания ламп: «ПОЖАР МОТОГОН. ЛЕВ. ДВ», «КФЛ-37» (лев.), «КФЛ-37» (прав.), «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ ВНУТРИ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ 1 II», «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ ВНУТРИ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ 2 II», «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ КРЫЛЬЕВ И ГОНДОЛ I», «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ КРЫЛЬЕВ И ГОНДОЛ II», «СИГНАЛИЗАЦИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ КРЫЛЬЕВ И ГОНДОЛ II А» имеют незначительные изменения геометрических размеров, однако однозначно определить в каком состоянии была лампа накаливания (под напряжением или обесточенном) не представилось возможным.

Образование информативных признаков напрямую зависит от величины ударной нагрузки, прикладываемой к нитям накаливания ламп в момент касания ВС земной (водной) поверхности. В рассматриваемом случае, неопределенность состояния нитей некоторых ламп накаливания может быть обусловлена незначительными нагрузками, действовавшими на нити в момент приводнения самолета.

Таким образом, в процессе посадки на воду информативные признаки включенного состояния ламп могли исчезнуть.

Анализом материалов объективного контроля (МСРП-12-96, МС-61Б), а также объяснительных членов экипажа, установлено.

В период времени с 04:49:58 (срабатывание сирены в течение 1,6c) с одновременной регистрацией РК «Пожар на самолете» системой МСРП-12-96 в 04:50:02 и

до 04:53:05 (фраза КВС «Пожар», свидетельствующая о визуальном обнаружении пожара), то есть в течение более 3 минут, каких-либо действий по тушению пожара экипаж не предпринимал (см. рис. 12...15). В это время экипаж выполнял предпосадочную подготовку. Из объяснительных членов экипажа следует, что в этот период времени сигнализации о пожаре не было.

Проведенный анализ такого характера работы системы пожаротушения ССП-2А показал следующее.

Галетный переключатель на щитке контроля системы пожаротушения в полете при возникновении пожара был установлен в положение «Краны», о чем свидетельствует регистрация РК «Пожар на самолете».

Сигнал о пожаре был выдан соответствующим блоком БИ-2АЮ системы пожаротушения. При этом сработала звуковая сигнализация, должна была загореться лампа-кнопка «Пожар мотогонд. лев. дв» на щитке флюгирования и пожаротушения и открыться распределительный кран. При подаче напряжения на обмотку электромагнита блока распределительных кранов блок сработал и встал на самоблокировку.

При снятии сигнала о пожаре с блока БИ-2АЮ разрывается цепь подачи сигнала на сирену. Однако, так как блок распределительных кранов установлен на самоблокировку, напряжение бортовой сети должно было поступать (при нахождении главного выключателя в положении «Пожаротушение»):

- в систему МСРП-12-96 для формирования РК «Пожар на самолете»;
- на лампу-кнопку «Пожар мотогонд. лев. дв»;
- на реле, которое, срабатывая, разрывает цепи ламп сигнализации исправности пиропатронов (гаснут желтые лампы) и подготавливает цепь для подрыва пиропатронов;
- на пиропатроны баллонов 1-ой очереди пожаротушения.

Таким образом, при возникновении пожара звучит сирена, загорается лампа-кнопка «Пожар мотогонд. лев. дв», срабатывает 1-я очередь пожаротушения (гаснут желтые лампы сигнализации исправности пиропатронов) и формируется РК «Пожар на самолете».

При снятии сигнала о пожаре с блока БИ-2АЮ, его отказе или нарушении цепи питания:

- отключается сирена;
- продолжает гореть лампа-кнопка «Пожар мотогонд. лев. дв»;
- продолжает регистрироваться РК «Пожар на самолете».

Таким образом, прекращение звуковой сигнализации через 1,6с, наиболее вероятно, произошло при резком снижении температуры окружающей датчики до +130°C,

что возможно только при подаче огнегасящего состава из противопожарных баллонов в мотогондолу левого двигателя.

При возникновении пожара и при нахождении главного выключателя в положении «Проверка» система пожаротушения сработает аналогично (звучит сирена, горит лампакнопка «Пожар мотогонд. лев. дв», регистрируется РК «Пожар на самолете») за исключением того, что не произойдет срабатывания пожарных баллонов, так как разомкнута электрическая цепь питания этих пиропатронов, и желтые лампы не погаснут. Следовательно, подачи огнегасящего состава в мотогондолу не произойдет, и сирена будет продолжать работать.

При снятии сигнала о пожаре с блока БИ-2АЮ, его отказе или нарушении цепи питания отключится сирена, будет продолжать гореть лампа-кнопка «Пожар мотогонд. лев. дв» и регистрироваться РК «Пожар на самолете».

Таким образом, при нахождении главного выключателя в любом положении красная лампа-кнопка «Пожар мотогонд. лев. дв» должна гореть.

Можно предположить, что произошло перегорание лампы либо нарушение цепи ее питания. Как показали исследования, после АП лампа находится в работоспособном состоянии. Из переговоров экипажа следует, что при выполнении Карты контрольной проверки перед запуском двигателей сигнализация проверялась. Замечаний не было. Также необходимо отметить, что противопожарная система самолета должна проверяться бортмехаником в процессе предполетной подготовки в соответствии с Листом контрольного осмотра самолета Ан-24 (РЛЭ самолета Ан-24, Приложение 3). Проверка проводится под током, но при выключенных МСРП-12-96 и МС-61. Поэтому проконтролировать качество выполнения предполетной подготовки по материалам объективного контроля не представилось возможным.

Кроме того, анализом объяснительных членов экипажа установлено, что после визуального обнаружения пожара система пожаротушения ССП-2А сработала штатно (загорелась лампа-кнопка «Пожар мотогонд. лев. дв», сработала 1-я очередь пожаротушения).

Таким образом, наиболее вероятно, отказов блока БИ-2АЮ и нарушения цепей питания системы в момент возникновения пожара (прохождение звукового сигнала в 04:49:58) не было.

Исходя из вышесказанного, можно предположить, что в 04:49:58 на борту самолета возник пожар в мотогондоле левого двигателя. При этом, совместно с прохождением звукового сигнала и началом регистрации РК «Пожар на самолете», должна была загореться лампа-кнопка «Пожар мотогонд. лев. дв». Исходя из логики работы системы

пожаротушения ССП-2А, также должны были сработать 1-я очередь пожаротушения и погаснуть две желтые лампы сигнализации исправности пиропатронов. Вероятно, она сработала, в результате чего произошло резкое уменьшение температуры в мотогондоле двигателя до +130°С и звуковая сигнализация прекратилась. Следовательно, можно предположить, что главный выключатель системы пожаротушения находился в положении «Пожаротушение», и система сработала в соответствии с принципом ее действия.

В 04:51:58 прозвучал звуковой сигнал — сирена С-1 продолжительностью 1,1с. За две секунды до этого КВС дал команду изменить работу правого двигателя: «Правому малый, полетный». РУД правого двигателя был переведен из положения 30° в положение 16°. Включение сирены С-1 произошло из-за нахождения рычагов управления двигателями в положении «Малый газ».

Примечание: Если при посадке летчик забыл выпустить шасси, то загорается светосигнализатор «Выпусти шасси» и включается сирена от концевых выключателей КВ-9А, которые срабатывают при переводе рычагов управления двигателями в положение «Малый газ».

В 04:52:02 один из членов экипажа доложил: «Малый на обоих стоит».

Кратковременность звучания сирены может быть объяснена следующим. КВС дал команду об изменении режима работы правого двигателя до полетного малого газа. Левый двигатель был переведен на малый газ ранее (в 04:44:51). Наиболее вероятно, второй пилот, зная о том, что при переводе обоих РУДов на «Полетный малый газ» при убранных шасси гудит сирена, был готов к ее выключению и, после того как она зазвучала, выключил ее.

Таким образом, прохождение звукового сигнала в этот период времени не связано с пожаром на самолете.

После появления РК «Опасная вибрация левого двигателя», в 04:52:17 вновь прозвучала сирена продолжительностью 4,9с. Анализ показывает, что в это время звуковая сигнализация, наиболее вероятно, сработала по причине возобновления пожара в мотогондоле левого двигателя. Экипаж в это время приступил к выполнению операций по выключению двигателя. Необходимо отметить, что красная лампа-кнопка «Пожар в мотогон. лев. дв» должна была гореть.

Прекращение звучания сирены можно объяснить разрушением электроцепей (перегорание проводов, короткие замыкания) вследствие пожара. Только в 04:53:05 КВС визуально обнаружил пожар и сообщил об этом экипажу.

Вероятно, к этому времени в левом двигателе и его мотогондоле произошли такие разрушения (разгерметизация системы суфлирования, топливной и масляной систем, не закрылся пожарный кран), что применением второй очереди пожаротушения пожар ликвидировать не удалось.

С 04:53:13 вновь сработала звуковая сигнализация — сирена С-1, которая прослушивается практически до момента приводнения. Прохождение указанного сигнала связано с переводом РУД правого двигателя в положение «Полетный малый газ» при убранных шасси.

Вследствие имеющихся противоречий между объективными и субъективными сведениями (показания членов экипажа), неоднозначности информации о том, в каком состоянии (под напряжением или обесточенном) находились лампы сигнализаторов «Пожар мотогонд. лев. дв», «Сигнализация огнетушителей крыльев и гондол», невозможности дополнительных исследований элементов систем ввиду их полного или частичного разрушения, установить причины позднего обнаружения пожара экипажем не представилось возможным.

2.4. Анализ действий экипажа при возникновении и развитии особой ситуации

До момента начала развития особой ситуации действия экипажа соответствовали установленной Технологии работы.

В 04:36:15 экипаж констатировал появление стружки в масле левого двигателя по загоранию соответствующего светосигнального табло, при этом из доклада бортмеханика:
«... загорелась лампа «стружка в левом двигателе». Параметры в норме. Масла 30 литров, давление масла 3 и 7, вибрация в норме, температура двигателя в норме» следует, что параметры работы двигателя были в норме. КВС дал команду об усилении контроля за параметрами работы левого двигателя: «Внимание экипаж, усилить осмотрительность за параметрами левого двигателя». Полет по маршруту был продолжен без выключения двигателя, что не противоречит положениям п. 7.1.6 раздела 7 РЛЭ самолёта Ан-24. Согласно расшифровке внутрикабинных переговоров, в дальнейшем экипаж производил постоянный контроль параметров работы левого двигателя, особенно давления масла.

Примечание: РЛЭ самолета Ан-24 разд. 7, п. 7.1.6, п.п. 7: при загорании светосигнализатора «Стружка в двигателе» в полете контролируйте параметры работы двигателя, обращая особое внимание на значение виброперегрузки, давление масла и

количество масла в баке.

Если параметры двигателя в норме, продолжите полет по маршруту до посадки без выключения двигателя.

Через 8 мин 13с (в 04:44:28) после срабатывания сигнализации о наличии стружки КВС почувствовал запах гари в кабине, о чем сообщил экипажу. Как показали исследования и их анализ, запах гари, наиболее вероятно, появился в результате разрушения лабиринтных уплотнений левого двигателя и прорыва газов в систему кондиционирования. Анализом информации, зарегистрированной системой МСРП-12-96, установлено, что в момент появления запаха гари начались колебания давления ИКМ в пределах ± 5 кг/см² (см. рис. 6).

Примечание: РЛЭ самолета Ан-24 разд. 7, п. 7.1.6, п.п. 3.

При колебаниях параметров работы двигателя, сопровождаемых хаотическими изменениями напряжения no вольтметру «ПОЛОЖЕНИЕ ВАЛА ИМ-24» системы ПРТ и мигании или горения светосигнализатора системы ΠPT ЗАТОРМОЖЕН»), плавно уберите РУД до падения напряжения по вольтметру «ПОЛОЖЕНИЕ ВАЛА ИМ-24» до 0...0,2В и погасания горения светосигнализатора «ИМ-24 ЗАТОРМОЖЕН», что будет свидетельствовать о прекращении слива топлива системой ПРТ. Убирайте РУД до режима не ниже 22° по УПРТ, не допуская снижения давления ИКМ ниже 15 кг/см².

Выключите неисправную систему ПРТ двигателя.

Если после уборки РУД колебания параметров прекратились, а светосигнализатор «ИМ-24 ЗАТОРМОЖЕН» будет гореть и вольтметр «ПОЛОЖЕНИЕ ВАЛА ИМ-24» показывает напряжение более 0,2В, что свидетельствует о фиксированном сливе топлива агрегатом АДТ, несколькими (3...4 раза) выключениями системы ПРТ прекратите слив топлива.

Если устранить слив топлива не удалось, выключите систему *ПРТ*.

Если колебания параметров работы двигателя прекратились, в полете и при заходе на посадку выдерживайте давление ИКМ с выключенной системой ПРТ равным давлению ИКМ нормально работающего двигателя и контролируйте температуру газов, не превышая допустимых значений.

Если выключение системы ПРТ не прекращает колебания параметров, двигатель остановите с флюгированием воздушного винта.

РЛЭ самолета Ан-24 разд. 7, п. 7.1.6, п.п. 4.

При колебаниях или понижении параметров работы двигателя при отсутствии напряжения на вольтметре «ПОЛОЖЕНИЕ ВАЛА ИМ-24» (0...0,2B) выключите систему ПРТ.

Если колебания параметров работы двигателя прекратились, в полете выдерживайте давление ИКМ двигателя с выключенной системой ПРТ равным давлению двигателя нормально работающего двигателя и контролируйте температуру газов, не превышая допустимых значений.

Если выключение системы ПРТ не прекращает колебания параметров, двигатель остановите с флюгированием воздушного винта.

Как следует из внутрикабинных переговоров, зарегистрированных бортовым магнитофоном МС-61, экипаж колебания давления ИКМ левого двигателя, показания вольтметра не обсуждал и возможность выключения системы ПРТ и двигателя не рассматривал. Однако, в 04:44:41 КВС принял решение следовать на запасной аэродром Нижневартовск, в 04:44:55 левый двигатель был переведен на режим «Полетный малый газ» установкой РУД в положение 16...19° по УПРТ, а в 04:44:56, через 28 секунд после появления запаха гари, был закрыт отбор воздуха от левого двигателя. В п.п. 5.1.1 РЛЭ «Признаки отказа двигателя» появление запаха гари в числе признаков отсутствует. В то же время, учитывая предшествующее срабатывание сигнализации о стружке в масле левого двигателя, наличие колебаний давления ИКМ и принятие решения на изменение плана полета, грамотным решением экипажа в данном случае было бы выключение двигателя.

В 04:45:09 прозвучал звуковой сигнал сирена С-1 продолжительностью 1,6с (см. рис. 7). Как показал анализ работы противопожарной системы (см. раздел 2.3), прохождение звукового сигнала в это время должно было сопровождаться световой сигнализацией и, наиболее вероятно, свидетельствовало о возникновении пожара внутри левого двигателя. Экипаж на срабатывание данной сигнализации внимания не обратил, наиболее вероятно, из-за ее кратковременности.

В процессе снижения экипаж отметил падение давления масла в двигателе.

В 04:45:15 бортмеханик спросил: «Чего, флюгируем?», на что второй пилот ответил: «Падение давления, да, флюгируй». На этот диалог КВС не отреагировал, так как вел радиосвязь с диспетчером, которому доложил о загорании сигнализации о стружке в масле, падении давления масла и принятии решения о следовании на запасной аэродром.

В 04:45:46 бортмеханик повторно доложил: «Командир, падает давление», и в 04:46:02 бортмеханик в третий раз доложил: «Падает давление масла, три с половиной, ниже трех с половиной. Флюгирую левый двигатель», на что КВС ответил: «Пока нет» (см. рис. 8). Со слов КВС, он проанализировал создавшуюся ситуацию, лично проконтролировал давление масла левого двигателя со своего рабочего места и, убедившись, что оно на данный момент составляло 3,5 кг/см², несмотря на предложения бортмеханика и второго пилота, принял решение двигатель не выключать.

Примечание: Из объяснительной КВС: «По моему взгляду на прибор давление было 3.5 кг/см 2 , поэтому принял решение двигатель не выключать».

В 04:46:12 бортмеханик доложил *«Держим три с половиной, три с половиной, три и четыре пока»* и в 04:47:21 бортмеханик: *«Давление около 3 с половиной»*.

В 04:48:54 бортмеханик доложил: *«давление масла (нрзб) восстанавливается»*. В 04:49:05 КВС проинформировал диспетчера УВД: *«302, давление восстановилось до минимального. Двигатель пока не выключаем»*.

Таким образом, из переговоров экипажа следует, что в интервале времени с 04:46:02 по 04:49:05 давление масла в левом двигателе падало ниже 3,5 кг/см², что, в соответствии с п.п. 5.1.1 РЛЭ самолета Ан-24, является признаком отказа двигателя, а, в соответствии с п.п. 7.1.6 РЛЭ, его необходимо было выключать, тем более что до этого сработала сигнализация о стружке в масле и в пилотской кабине появлялся запах гари.

Примечание: РЛЭ ВС Ан-24 п.п. 7.1.6: «При загорании светосигнализатора «Стружка в двигателе» в полете ... при отклонении параметров от нормы двигатель остановите с флюгированием воздушного винта».

РЛЭ ВС Ан-24 предусмотрено (п.п. 5.1.1) «...при отрицательных перегрузках допускается кратковременное падение давления масла ниже 3,5 кг/см²». В данном случае под «отрицательной перегрузкой» подразумевается уменьшение вертикальной перегрузки менее 1, которая кратковременно может возникать при переводе самолета на режим снижения или попадании самолета в сильную «болтанку».

В рассматриваемый период времени самолет снизился с 5300м до 4700м, вертикальная перегрузка изменялась в пределах 0,92...1,03 (по данным МСРП-12-96) (см. рис. 7...11), вертикальная скорость снижения (по расчетам) составляла не более 3,2 м/с, а угол наклона траектории – не более 3°.

Таким образом, Комиссия считает, что в этот период времени самолет находился в режиме установившегося снижения с параметрами, рекомендуемыми РЛЭ, а изменение вертикальной зарегистрированных системой МСРП-12-96 перегрузки пределах объясняется слабой «болтанкой» самолета при полете в облаках, а также погрешностью системы МСРП-12-96 при регистрации параметра, и не может служить причиной уменьшения давления масла в двигателе.

в рассматриваемой ситуации уменьшение Следовательно, давления масла в двигателе ниже 3,5 кг/см² является признаком отказа двигателя (п. 5.1.1 РЛЭ), а в совокупности с появлением сигнализации о стружке в масле двигатель необходимо было *выключать (п. 7.1.6).*

На принятое решение (о невыключении двигателя) могло повлиять то обстоятельство, что КВС при прохождении программы ввода в строй аэродромной тренировки по отработке действий в особых случаях полета, включая полет с одним работающим двигателем, не проходил.

Примечание: Комиссия отмечает, что ППЛС ГА-92 предусматривала, после прохождения тренировки КВС - стажера в трассовых полетах, аэродромную тренировку по отработке действий в особых случаях в полете, однако с 26.06.1997 КВС – стажеры эксплуатантов ВС указанную тренировку не проходят (Телеграмма № 261301 от 26.06.97). Непрохождение тренировки по отработке действий в особых случаях в полете могло повлиять на принимаемые КВС решения при возникновении особой ситуации в анализируемом полете.

Из протокола опроса КВС:

Вопрос: Давалась ли Вам при прохождении программы ввода в строй в качестве КВС тренировка с выключением или имитацией отказа двигателя?

Ответ: Нет.

По сути, речь идет о возможной психологической неготовности КВС выключить двигатель в реальном полете. По словам КВС, в своей предыдущей летной деятельности на Ан-24 реальный полет на одном двигателе он ни разу не выполнял. Анализ результатов психологического тестирования КВС показал, что для его личности в стрессовых ситуациях характерно отсутствие противодействия негативному влиянию внешней среды, которое, в данном случае, проявилось как неготовность выключить двигатель в полете при появлении признаков его отказа и продолжить полет на одном двигателе с выполнением посадки.

В 04:49:44 экипаж, в соответствии с РЛЭ самолета Ан-24 (п. 4.5, приложение 4), приступил к проведению предпосадочной подготовки и выполнению карты контрольных проверок «Перед снижением с эшелона» (см. рис. 11).

В 04:49:58 в течение 1,6с прозвучал звуковой сигнал - сирена С-1, и в 04:50:02 системой МСРП-12-96 началась регистрация РК «Пожар на самолете», которая регистрировалась до конца записи. Как показал анализ работы противопожарной системы, в это время на щитке флюгирования и пожаротушения должны были загореться красная лампа-кнопка «Пожар мотогонд. лев. дв» и погаснуть две желтые лампы сигнализации исправности пиропатронов огнетушителей 1-й очереди из-за ее срабатывания.

В то же время, расшифровка внутрикабинных переговоров, а также данные опроса членов экипажа показывают, что члены экипажа срабатывание указанных сигнализаций на данном этапе полета не подтверждают. Проведенный анализ работы системы пожаротушения показал, что она, наиболее вероятно, сработала штатно. Возможно, срабатывание системы пожаротушения и световой части сигнализации осталось незамеченным экипажем из-за того, что в этот момент они были отвлечены на проведение операций, связанных с предпосадочной подготовкой, а срабатывание звуковой сигнализации было кратковременным. В результате каких-либо действий со стороны экипажа по выключению двигателя и проверке результатов срабатывания первой очереди пожаротушения, предусмотренных РЛЭ п.п. 5.2.1 «Пожар в отсеках гондол двигателя Аи-24», не последовало.

В 04:52:12 КВС сообщил: «Опасная вибрация левого двигателя загорелась», а МСРП-12-96 зарегистрировала РК «Опасная вибрация левого двигателя».

Примечание: РЛЭ самолета Ан-24 разд. 7. п.п. 7.1.6: При загорании в полете светосигнализатора «ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ» с одновременным отклонением стрелки показывающего прибора аппаратуры ИВ-41А до величины 6,0g и более, остановите двигатель с

флюгированием воздушного винта и действуйте в соответствии с п. 5.1.2.

В 04:52:17 бортмеханик спросил разрешение: «Флюгер» и от КВС получил команду: «Флюгер», что соответствует положениям РЛЭ. Бортмеханик в соответствии с требованиями РЛЭ самолета Ан-24 выполнил все установленные действия по выключению двигателя.

К моменту флюгирования левого двигателя РК «Пожар на самолете» регистрировалась более 2 минут (согласно МСРП-12-96). Как было показано выше, на щитке флюгирования и пожаротушения должны были гореть красная лампа «Пожар мотогон. лев. дв», и погаснуть две желтые лампы контроля исправности пиропатронов. Если предположить, что все это время никто из членов экипажа не видел сигнализации о пожаре (не обращал внимания на щиток флюгирования и пожаротушения), то при флюгировании двигателя кнопкой КФЛ-37 бортмеханик должен был заметить горящую красную лампу и погасание двух желтых ламп, так как органы управления флюгированием и пожаротушением находятся на одном щитке (см. рис. 105). При условии штатной работы всех ламп системы пожаротушения логически объяснить факт того, что экипаж не заметил загорание красной лампы «Пожар в мотогондоле левого двигателя» и погасание желтых ламп контроля исправности пиропатронов, не представилось возможным.

В то же время, экипаж срабатывание сигнализации о пожаре на данном этапе полета не обсуждал и в опросах не подтверждает. Как показал анализ работы противопожарной системы, смоделировать отказ системы пожаротушения, при котором РК «Пожар на самолете» регистрируется, звуковой сигнал прошел, а световая сигнализация отсутствует, теоретически невозможно. Работоспособность сигнальных ламп в процессе предполетной проверки и в ходе дальнейшего полета подтверждается членами экипажа, а одновременный отказ трех независимых ламп с последующим восстановлением их работоспособности является событием невероятным.

Исходя из изложенного, из-за недостатка и противоречивости имеющейся информации, оценить действия экипажа на этом этапе полета и работоспособность сигнальных ламп в аварийном полете не представилось возможным.

В 04:52:33 КВС приказал: «Взять управление справа», через 4с второй пилот доложил: «Справа взял управление».

Принятое решение КВС соответствует пункту 8 «Инструкции по взаимодействию и технологии работы членов экипажа самолета Ан-24», утвержденной приказом заместителя Министра ГА от 15.04.1983 № 20/И: «Командир ВС может изменить ранее намеченный

порядок взаимодействия и уточнить обязанность каждого члена экипажа в соответствии со сложившейся обстановкой».

В то же время, анализ, проведенный авиационным психологом, показал, что, наиболее вероятно, у КВС после возникновения опасной вибрации левого двигателя и его выключения на фоне возросшего психо-эмоционального напряжения могла наступить растерянность, размытость в оценке информации и происходящих событий. Нарастающее психо-эмоциональное напряжение, связанное с непредсказуемостью ситуации, отсутствие опыта реальных полетов с одним двигателем и четкого плана действий в возникшей ситуации, а также наличие личностных особенностей и индивидуальная реакция на стресс (на ситуацию, с которой КВС ранее не встречался и к которой не был подготовлен), подтолкнули КВС отдать управление второму пилоту, имевшему больший налет на данном типе ВС и сохранившему хладнокровие, вероятно для того, чтобы успокоиться и оценить ситуацию.

В 04:52:59 КВС доложил диспетчеру: «302 двигатель выключили».

Через 6с КВС, визуально обнаружив пожар, сообщил экипажу по СПУ: «Пожар, пожар», а затем и бортмеханик доложил: «Пожар».

Примечание:

Из объяснительной КВС: «При снижении до высоты 1800м произошло загорание светосигнализатора «Опасная вибрация левого двигателя». Я дал команду бортмеханику зафлюгировать левый двигатель кнопкой КФЛ-37, закрыть пожарный кран и продублировать гидрофлюгером.

Убедившись визуально, что левый двигатель зафлюгирован, увидел языки пламени из-под капотного пространства. Сообщил экипажу о пожаре в левой мотогондоле. В это время сработала сигнализация о пожаре и первая очередь огнетушителей».

Экипаж попытался потушить пожар бортовыми средствами пожаротушения, что соответствует положениям РЛЭ п.п. 5.2.1.

В 04:53:09 КВС приказал «Нажимаем» и в 04:53:11 бортмеханик ответил «Нажато, 15 секунд ждем». Судя по дальнейшим переговорам (смотри ниже), на данном этапе экипаж пытался вручную задействовать первую очередь системы пожаротушения, хотя в своих объяснениях члены экипажа утверждают, что она сработала автоматически, вместе с загоранием красной лампы-кнопки «Пожар мотогон. лев. дв». Учитывая, что, как указывалось выше, первая очередь системы пожаротушения, наиболее вероятно, сработала еще раньше (то есть должны были погаснуть две желтых лампы сигнализации исправности пиропатронов огнетушителей), указанные действия экипажа

свидетельствуют о том, что контроль срабатывания данных ламп ими не велся, или лампы были изначально неисправны и об этом членам экипажа было известно.

Примечание: Пункт 5.2.1 РЛЭ самолета Ан-24. При несрабатывании системы сигнализации и визуальном обнаружении пожара дать команду бортмеханику включить систему пожаротушения вручную нажатием соответствующей кнопки-лампы. В дальнейшем следует выполнить все необходимые действия, как при срабатывании сигнализации о пожаре.

Пункт 7.4.3 РЛЭ самолета Ан-24. Через 15 секунд после погасания светосигнализаторов пиропатронов огнетушителей первой очереди установите главный переключатель в нейтральное положение, а затем в положение «Пожаротушение». Если пожар потушен, кнопка-лампа этого отсека не загорится.

Предупреждение. Запрещается устанавливать главный переключатель в нейтральное положение ранее, чем через 15 секунд (имеющееся в трубопроводе давление помешает открыть клапан при необходимости включения второй очереди пожаротушения).

В 04:53:14 экипаж приступил к экстренному снижению, что соответствует положениям п.п. 5.2.1 РЛЭ.

В 04:53:19 КВС доложил диспетчеру «302, пожар в двигателе».

В 04:53:26 КВС дал команду бортмеханику на разрядку второй очереди. Установить по имеющимся переговорам, проверял ли экипаж результат срабатывания первой очереди пожаротушения, не представляется возможным. Соответствующий доклад на записи переговоров отсутствует.

Применением второй очереди системы пожаротушения пожар не был ликвидирован, в чем КВС убедился визуально.

Быстро развивающиеся события, связанные с возникновением пожара, заставили командира сосредоточить все внимание на действиях бортмеханика, связанных с его тушением, отдавая распоряжения и делая акцент на словах «Вторая очередь», неоднократно повторяя: «Вторую очередь. Вторую», «Вторую очередь, разряд огнетушителя». В 04:53:57 бортмеханик доложил: «Вторая очередь». Несмотря на это, КВС, в 04:54:11, опять дал команду «Давай вторую очередь» и, чуть позже, «...вторую и внутрь двигателя». Указанные переговоры подтверждают наличие очень высокого психо-

эмоционального напряжения (по типу дистресса) у КВС и, как следствие, его «застревание» на значимой для жизни информации, связанной с использованием второй очереди пожаротушения, как последнего шанса потушить пожар.

Бортмеханик, наиболее вероятно, также находился в состоянии стресса, так как после команды о разрядке огнетушителей внутрь двигателя, на бортовом магнитофоне зарегистрирована фраза второго пилота: «Зачем правому, ты чего?», тем самым второй пилот, наиболее вероятно, предотвратил ошибочные действия по разрядке огнетушителей в правый, работающий двигатель.

В рассматриваемый период времени самолет находился на траверзе аэродрома «Стрежевой» и удалении от него около 10км. Возможность выполнения вынужденной посадки на аэродроме «Стрежевой» экипаж не рассматривал.

Примечание: РЛЭ п.п. 5.2.1: «Если ... пожар наблюдается визуально, необходимо срочно произвести вынужденную посадку на ближайший аэродром или на любую пригодную площадку».

В 04:53:59 КВС принял решение на выполнение вынужденной посадки: «Садимся прямо здесь, где получится».

Примечание: Из объяснительной КВС: «...принял решение о приводнении на реку Обь, которую увидел в разрыве облаков».

В 04:54:36 на высоте 1070 метров и приборной скорости 480 км/ч КВС доложил диспетчеру: «302, садимся на воду, горим 47302».

Установить по имеющейся объективной информации, кто осуществлял активное пилотирование на заключительном этапе полета, комиссии не представилось возможным. По объяснениям членов экипажа, посадку выполнял КВС, однако информации об обратной передаче управления (от второго пилота к КВС) и подтверждения его приема на записи бортового магнитофона нет.

Самолет продолжал снижение, и в 04:54:58 сработала звуковая сигнализация радиовысотомера, информируя экипаж о значении истинной высоты 500 метров.

В 04:55:13 второй пилот доложил: «*На реку идем*». Через 7с КВС указал место посадки: «...вон туда на плес».

Определившись с местом посадки, КВС оговорил с бортмехаником порядок выключения правого двигателя: «Перед посадкой флюгируем». РЛЭ раздел 5.6 «Вынужденная посадка самолета на воду» предусматривает выключение двигателей с флюгированием воздушных винтов перед посадкой.

Анализ внутрикабинных переговоров: 04:54:54 КВС: «Усилить осмотрительность», повторно в 04:54:57 КВС: «Усилить осмотрительность»; в 04:55:17 КВС: «О боже,

только бы рулей хватило»; непосредственно перед приводнением КВС: «Господи, спаси и помилуй» показывает, что КВС вплоть до момента аварийной посадки продолжал испытывать сильнейший психо-эмоциональный стресс, что создавало определенную нервозность в экипаже: в 04:54:58 второй пилот: «Усилили, куда еще сильнее?», и заставило других членов экипажа успокаивать КВС: в 04:55:28 второй пилот: «Хорошо идем, нормально. Командир все нормально»; в 04:55:33 бортмеханик: «Командир, нормально только движок, крыло нет. Все хорошо»; непосредственно перед приводнением второй пилот: «Нормально все будет командир». Команда КВС: «Пассажирам пристегнуться надо сказать» последовала только за ~30 секунд до приводнения.

В 04:56:08 на приборной скорости 240...250 км/ч произошло приводнение самолета с вертикальной перегрузкой 1,4g (см. рис. 19) с убранными шасси, убранными закрылками и с полностью отклоненным рулем высоты на кабрирование.

Примечание: РЛЭ самолета Ан-24, п.п. 5.6.3: При посадке на воду заход на посадку и приводнение производить с убранными шасси, закрылки перед посадкой выпустить полностью...

Из протокола опроса КВС:

Вопрос: Почему при выполнении вынужденной посадки закрылки не были выпушены?

Ответ: Боялся обгорания тяг и несинхронного выпуска закрылков.

За 6с до приводнения бортмеханик по команде КВС выключил правый двигатель с флюгированием воздушного винта кнопкой КФЛ-37.

Таким образом, Комиссия отмечает, что экипаж и, в первую очередь, КВС не принял своевременного решения о выключении двигателя в полете. В дальнейшем, экипаж не смог своевременно обнаружить возникший пожар и принять меры по его тушению. Из-за противоречивости и недостатка имеющейся информации, однозначно определить причину позднего обнаружения пожара Комиссии не представилось возможным. После обнаружения пожара и выключения двигателя, КВС, вплоть до приводнения, находился в состоянии высокой психо-эмоциональной напряженности, обусловленной возникшей ситуацией, отсутствием опыта реальных полетов с одним двигателем, а также психологическими качествами и личностными особенностями реакции на стресс. Разрушение самолета и гибель людей произошли из-за столкновения самолета с дном реки после выполнения посадки, данные обстоятельства экипаж предвидеть и предотвратить не мог.

3. Заключение

Катастрофа самолета Ан-24РВ RA-47302 произошла при выполнении вынужденной посадки на воду, необходимость выполнения которой была обусловлена пожаром в мотогондоле левого двигателя АИ-24 2 серии № H49312005. Разрушение самолета с гибелью людей произошло из-за столкновения самолета с подводными препятствиями, чего экипаж предвидеть и предотвратить не мог.

Возникновение пожара, наиболее вероятно, явилось следствием разгерметизации системы суфлирования левого двигателя из-за разрушения центробежного суфлера ЦС-24 № Г872ВТ9 с последующим выбросом воздушно-масляной эмульсии в подкапотное пространство двигателя, а также несвоевременного выключения двигателя экипажем при появлении сигнализации «Стружка в масле двигателя», колебаний давления ИКМ левого двигателя в пределах ± 5 кг/см², запаха гари и падении давления масле ниже допустимого. Несвоевременное информирование экипажа о возникновении повышенной вибрации двигателя вследствие ухудшения характеристик работы системы измерения вибрации ИВ-41АМ, наиболее вероятно, из-за изменения (колебаний) частоты вращения ротора двигателя в процессе разрушения подшипника задней опоры ротора компрессора и (или) разрегулировки системы ИВ-41АМ, могло повлиять на решение экипажа о выключении двигателя.

Причиной разрушения центробежного суфлера ЦС-24 № Г872ВТ9 явилось разрушение его крыльчатки из-за длительного воздействия воздушно-масляной эмульсии с повышенной, из-за разрушения шарикоподшипника задней опоры ротора компрессора, температурой.

Значительные вторичные повреждения деталей узла задней опоры ротора компрессора не позволили однозначно установить причину разрушения подшипника. Наиболее вероятно, разрушение произошло при его работе с повышенным перекосом колец.

Повышенный перекос колец мог быть реализован:

- в результате неблагоприятного сложения имевшихся у сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора биений (в пределах ТУ) с биением подшипника, полученным из-за его неправильной установки при среднем (по техническому состоянию) ремонте двигателя в ОАО «Арамильский АРЗ»;
- из-за отклонений от ТУ геометрии сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора.

Способствующими факторами авиационного происшествия, наиболее вероятно, явились:

- психологическая неготовность KBC выключить двигатель в полете из-за отсутствия опыта реальных полетов с неработающим двигателем;
- позднее обнаружение пожара экипажем и, как следствие, непринятие своевременных мер по тушению пожара. Из-за недостаточности объективной информации определить причину позднего обнаружения пожара экипажем, в том числе в полной мере оценить работоспособность всех элементов систем сигнализации о пожаре ССП-7 и ССП-2А, не представилось возможным.

4. Недостатки, выявленные в ходе расследования

- 1. Дело среднего (по техническому состоянию) ремонта двигателя Аи-24 2 серии № H49312005 оформлено с нарушениями руководящих документов (Технологическая инструкция ТИ-1—1-98, утвержденная Исполнительным директором Главным инженером ОАО «Арамильский АРЗ»).
- 2. Средний (по техническому состоянию) ремонт двигателя выполнен 29.10.2009г. в ОАО «Арамильский АРЗ» с нарушениями технологии ремонта и при отсутствии необходимого контроля со стороны ОТК завода.
 - 3. В деле ремонта двигателя Аи-24 2 серии № Н49312005:
 - а) в копии паспорта (4 ГПЗ), оформленного на складе ОАО «ААРЗ» при выдаче шарикового подшипника 276214БТ2 задней опоры ротора компрессора на сборку, указаны два подшипника под одним индивидуальным № 322;
 - б) в копии паспорта (4 ГПЗ), оформленного на складе ОАО «ААРЗ» при выдаче роликового подшипника 56-2210Б2Т передней опоры ротора компрессора на сборку, указаны два подшипника под одним индивидуальным № 21;
 - в) в контрольной карте № 24-09-4.11 дефектации подшипников 1-й категории опор ротора компрессора отсутствуют индивидуальные номера подшипников, номер комплекта, а также данные по посадочным диаметрам наружных колец, внутреннего кольца роликового подшипника, внутренних полуколец шарикового подшипника и по разноразмерности тел качения;
 - г) в карте № 24-09-5 (пункт 4) сборки ротора компрессора под балансировку не указаны индивидуальные номера подшипников опор ротора компрессора (проставлены номера в непредусмотренном для этого месте без указания принадлежности подшипников);
 - д) отсутствуют комплектовочные ведомости, карты дефектации и ремонта трубопроводов топливной, масляной, воздушной, противопожарной систем и системы суфлирования двигателя;
 - е) отсутствуют карты комплектации стыковочных болтов:
 - паспорта или этикетки на крепёж 1-й категории;
 - карты дефектации и ремонта крепежа 2-й категории.
- 4. В РПП эксплуатанта ЗАО «Авиакомпания «Ангара» не определен порядок контроля за топливом (пункты 3.71, 5.26 ФАП-128).
- 5. Форма рабочего плана полета не соответствует указанной в Главе 16 Части А РПП эксплуатанта.

- 6. Доклад диспетчеру службы УВД о пожаре произведен с отступлением от требований пункта 5.6.2 РЛЭ самолёта Ан-24.
- 7. После выключения правого двигателя перед приводнением бортмеханик не закрыл пожарный кран правого двигателя согласно требованиям пункта 5.6.3 РЛЭ самолёта Ан-24.
- 8. В нарушение пункта 24 ФАП МО ГА 2002 у всего лётного состава Новосибирского филиала ЗАО «Авиакомпания «Ангара» медицинские книжки находятся на руках.
- 9. Не определён авиационный врач, осуществляющий медицинское наблюдение за лётным составом согласно пункту 43 ФАП МО ГА 2002.
- 10. Не указан установленный пунктом 3 ФАП МО ГА 2002 класс заключения при оформлении медицинского заключения командиру ВС и бортпроводнику во ВЛЭК МСЧ ОАО «Международный Аэропорт Иркутск».
- 11. Не уточнено место (район) вынужденной посадки диспетчером ДПП Нижневартовск в процессе передачи информации диспетчеру ДПК Стрежевой в соответствии с требованием пункта 5.3.2 Технологии работы диспетчера ДПП Нижневартовского центра ОВД.
- 12. Невозможность контроля экипажем на самолете Ан-24 за полным закрытием пожарного (перекрывного) крана при сигнализации о наличии стружки в масле двигателя.
- 13. Дело ремонта самолета Aн-24PB RA-47302 (заводской № 57310302) в Комиссию по расследованию не представлено.

5. Рекомендации и принятые меры по повышению безопасности полетов

5.1. Принятые меры по повышению безопасности полетов

В ходе проведения расследования ЗАО «Авиакомпания «Ангара»» был разработан План мероприятий и устранены недостатки, отмеченные в Акте внеплановой инспекторской проверки авиакомпании, проведенной комиссией Восточно - Сибирского МТУ ВТ ФАВТ в июле 2011г.

5.2. Рекомендации по повышению безопасности полетов

5.2.1. Авиационным властям России³

- 1. Результаты расследования АП с самолетом Ан-24PB RA-47302 довести до летного состава эксплуатантов.
- 2. Установить требования об определении объемов ремонта при восстановлении отказавших авиационных двигателей и необходимости согласования указанных объемов ремонтных работ с Разработчиком двигателя и Эксплуатантом ВС при отсутствии в ремонтной документации указаний по устранению конкретного вида отказа.
- 3. Установить требования к порядку разработки и управления производственноконтрольной документацией (Делом ремонта) при ремонте авиационных двигателей.
- 4. Провести внеплановую инспекторскую проверку ремонта двигателей Аи-24 на OAO «Арамильский АРЗ».
- 5. Рассмотреть целесообразность и выйти с инициативой в Минтранс России о доработке воздушного законодательства с целью внедрения СУБП на предприятиях, выполняющих ремонт гражданской авиационной техники.
- 6. Рассмотреть вопрос о включении в ППЛС эксплуатантов аэродромной тренировки для КВС-стажеров по отработке действий в особых случаях полета.
- 7. Повторно изучить с летным и диспетчерским составом требования раздела 6 ФАП «Осуществление радиосвязи в воздушном пространстве РФ», введённых в действие приказом Минтранса РФ от 26.09.2012 № 362.

5.2.2. ГП »Ивченко-Прогресс»

1. Провести авторский надзор за качеством ремонта двигателей разработки ГП «Ивченко-Прогресс» в ОАО «Арамильский авиационный ремонтный завод».

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

³ Авиационным администрациям других государств-участников Соглашения рассмотреть применимость этих рекомендаций с учетом фактического состояния дел в государствах.

2. Выполнить анализ надежности по результатам эксплуатации двигателей разработки ГП «Ивченко-Прогресс», прошедших ремонт в ОАО «Арамильский авиационный ремонтный завод», и разработать необходимые корректирующие и предупреждающие мероприятия.

5.2.3. ОАО «Арамильский АРЗ»

- 1. Выполнять согласование с Разработчиком двигателя и Эксплуатантом ВС объема работ по ремонту отказавших двигателей при отсутствии в ремонтной документации указаний по устранению конкретного вида отказа.
- 2. Выполнять в Деле ремонта записи, позволяющие обеспечить прослеживаемость и однозначно установить техническое состояние отремонтированного изделия до и после ремонта.
 - 3. Устранить недостатки, выявленные в ходе расследования.

5.2.4. Эксплуатантам воздушных судов

Провести занятия с летным составом с целью изучения порядка действий в аварийных ситуациях, обратив особое внимание на действия экипажа при появлении признаков отказа двигателя, сигнализации о пожаре и выполнении вынужденной посадки.

5.2.5. ГП «Антонов»

- 1. Рассмотреть вопрос о внесении изменений в РЛЭ ВС Ан-24 раздел 7.1.6 «ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ И ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА» в части, касающейся действий экипажа при загорании светосигнализатора «Стружка в масле двигателя», изменении хотя бы одного из установившихся параметров работы двигателя и появлении запаха гари.
- 2. Рассмотреть вопрос о внесении изменений в РЛЭ ВС Ан-24 раздел 5.1.1 «ПРИЗНАКИ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ» п. 5.

При этом уточнить:

- величину уменьшения вертикальной перегрузки;
- время, в течение которого допускается падение давления масла;
- величину уменьшения давления масла.
- 3. Рассмотреть вопрос об изменении логики работы звуковой сигнализации, информирующей экипаж о возникновении пожара на самолете, с учетом технических характеристик систем пожаротушения ССП-2А и ССП-7.

- 4. Для самолетов типа Ан-24 рассмотреть вопрос о независимости работы систем сигнализации о появлении стружки в масле двигателя и управления перекрывным (пожарным) краном с целью достоверного и полного информирования экипажа о работе указанных систем.
- 5. Рассмотреть вопрос о разработке и внедрении дополнительных мероприятий, направленных на повышение надежности работы противопожарных систем.

Особое мнение

на Окончательный отчет комиссии по расследованию авиационного происшествия с самолетом Ан–24 PB RA-47302 эксплуатанта ЗАО «Авиакомпания «Ангара», происшедшего 11.07.2011 в районе аэродрома Стрежевой.

Ознакомившись с Проектом Окончательного отчета (далее Отчет), считаем необходимым изложить особое мнение по содержанию выводов о работе противопожарной системы, действиям экипажа, Заключения и Рекомендаций.

О работе противопожарной системы

Из приведенного в Отчете описания работы противопожарной системы следует, что в 04.45.09 и 04.49.58 бортовым магнитофоном МС-61Б зарегистрированы звуковые сигналы сирены С-1 одинаковой продолжительности 1,6с. Предположительной причиной срабатывания сирены С-1 в первом случае мог послужить сформированный сигнал о пожаре внутри левого двигателя, во втором случае пожар в мотогондоле левого двигателя с практически одновременной регистрацией РК «Пожар на самолете» системой МСРП-12-96.

Согласно алгоритму работы систем сигнализаций пожара ССП-7 и ССП-2А одновременно с звуковой сигнализацией о пожаре срабатывает световая сигнализация, в рассматриваемом случае «ПОЖАР ВНУТРИ ЛЕВ. ДВ.» и «ПОЖАР МОТОГОН. ЛЕВ. ДВ.» на щитке флюгирования и пожаротушения. При этом бортовым магнитофоном МС-61Б какой-либо реакции со стороны членов экипажа на эти сигналы зарегистрировано не было.

Если срабатывание световой сигнализации (возможное) о пожаре внутри левого двигателя продолжительностью 1,6 с экипаж мог не заметить, то не заметить горения красной лампы-кнопки «ПОЖАР МОТОГОН. ЛЕВ. ДВ.» в течение более 3 минут, в том числе погасания двух желтых ламп сигнализации исправности пиропатронов 1-й очереди, при штатной, согласно Отчёту, работе противопожарной системы, представляется невероятным. Ссылки в Отчете на то обстоятельство, что в этот момент экипаж был отвлечён на проведение операций, связанных с проведением предпосадочной подготовки, не состоятельны, поскольку в рассматриваемый период времени приборное оборудование (ресурс кабины) находилось в поле зрения экипажа.

Необходимо отметить, что экипаж неоднократно выполнял полёты на следуемый аэродром, в том числе в день авиационного происшествия. Метеорологические условия к расчётному времени прибытия оценивались как простые. Всё это не требовало от экипажа особой концентрации внимания на выполнение процедур, связанных с проведением предпосадочной подготовки. В то же время присутствовал фактор обострённого чувства внимания у членов экипажа, обусловленный проблемным состоянием левого двигателя.

Факт отказа световой сигнализации системы ССП-2А совершенно очевиден.

Одинаковое по времени, через 1.6 с, прекращение работы звуковой сигнализации сирены С-1 о пожаре внутри левого двигателя и мотогондоле левого двигателя от двух систем сигнализации пожара ССП-7 и ССП-2А дает основание предположить о наличии одной причины, вызвавшей отказ звуковой сигнализации противопожарной системы. Согласно Отчету прекращение звуковой сигнализации через 1,6 с произошло при снижении температуры окружающей датчики до +130°С при подаче огнегасящего состава из противопожарных баллонов в мотогондоле левого двигателя.

Согласно техническим характеристикам системы ССП–2А:

- инерционность системы при переносе трех датчиков, включенных последовательно из воздушной среды с температурой +60°C в воздушную среду с температурой +350°C при обдуве их со скоростью 3...4 м/с, не более 1 с;
- система приходит в состояние готовности к действию после тушения пожара при резком снижении температуры среды от +350°C до +130°C за время не более 2с.

Из вышесказанного следует, что временные потери при работе системы ССП-2А составляют до 3с. Учитывая временные затраты на отработку всей цепи обратной связи (в том числе времени прохождения огнегасящего состава по трубопроводу длиной в 3,5м и времени понижения температуры датчиков до +130°C) становится очевидным отказ звуковой сигнализации, свидетельствующей о пожаре в мотогондоле левого двигателя.

Таким образом, на основании сведений, зарегистрированных системой МСРП-12-96 и бортовым магнитофоном МС–61Б, учитывая, в том числе логику и условия работоспособности системы ССП-7, можно сделать следующие выводы:

- 1. Система сигнализации пожара ССП–7 не обеспечила необходимую для восприятия экипажем продолжительность звуковой и световой сигнализаций о возникновении пожара внутри левого двигателя, чем в конечном итоге не предотвратила развитие особой ситуации.
- 2. Причиной позднего обнаружения экипажем пожара в мотогондоле левого двигателя и, как следствие, непринятие своевременных и эффективных действий по его тушению, явился отказ световой и звуковой сигнализаций о пожаре в мотогондоле левого двигателя.
- 3. Комиссией не принят во внимание очевидный факт отказа световой и звуковой сигнализации о пожаре в мотогондоле левого двигателя и не установлены причины указанных отказов.

Исходя из вышесказанного, предлагаем рекомендовать разработчику при проведении работ на самолётах типа Ан-24, Ан-26 рассмотреть вопрос о разработке и выполнении дополнительных мероприятий, направленных на повышение надежности работы противопожарной системы указанных типов ВС.

О действиях экипажа при возникновении и развитии особой ситуации

При анализе действий экипажа при возникновении и развитии особой ситуации в соответствующем разделе Отчета приводится вывод следующего содержания: «Таким образом, из переговоров экипажа следует, что в интервале времени с 04:46:02 по 04:49:05 давление масла в левом двигателе падало ниже 3,5 кг/см², что, в соответствии с п.п. 5.1.1 РЛЭ самолета Ан-24, является признаком отказа двигателя, а, в соответствии с п.п. 7.1.6 РЛЭ, его необходимо было выключать, тем более что до этого сработала сигнализация о стружке в масле и в пилотской кабине появлялся запах гари».

Необходимо отметить, что при срабатывании сигнализации о стружке в двигателе с изменением в этой связи хотя бы одного из установившихся параметров работы двигателя и появлении запаха гари, РЛЭ самолёта Ан-24 не предусмотрено требование по его выключению.

Из диалога, состоявшегося между членами экипажа в указанный период времени, следует, что можно говорить лишь о возможных незначительных, в $0,1~{\rm kr/cm^2}$, колебаниях стрелки указателя давления масла левого двигателя у значения $3,5~{\rm kr/cm^2}$. Следует отметить, что длина шкалы указателя давления масла от $0~{\rm do~8~kr/cm^2}$ составляет 44мм, а изменение показаний прибора на $0,1~{\rm kr/cm^2}$ - около $1{\rm mm}$, что не позволяет точно снять показания прибора.

Согласно п.п. 7.1.1 РЛЭ самолета Ан-24, при давлении масла в двигателе 3.5 кг/см² обеспечивается его штатная (надёжная) работа, а при возникновении отрицательных перегрузок допускается кратковременное падение масла ниже 3.5 кг/см². При этом в РЛЭ самолёта Ан-24 не указаны величина уменьшения вертикальной перегрузки, время, в течение которого допускается падение давления масла, величина уменьшения давления масла. В анализируемый период времени самолет находился на снижении в облаках и на него воздействовали знакопеременные перегрузки в пределах 0,92...1,02, вызванные повышенной турбулентностью внешней среды.

Действительно, в 04.44.28, через 8 мин. 13с после срабатывания сигнализации о наличии стружки в масле левого двигателя, бортовым магнитофоном МС-61Б зарегистрированы слова КВС: «Запах гари». При этом ни один из членов экипажа (в том числе согласно объяснительным и протоколам опроса) не подтверждает появление запаха гари. Однако субъективное ощущение КВС в дальнейшем, согласно Отчету, принимается за достоверное событие и приводится как состоявшийся факт в последующих выводах и Заключении, что по сути своей некорректно.

- В Анализе и Заключении Окончательного отчета констатируется факт обязательного выключения двигателя экипажем при возникновении колебаний давления ИКМ левого двигателя в пределах $\pm 5~{\rm kr/cm^2}$. В этой связи следует заметить, что комиссией не принято во внимание, что:
- регистрация давления ИКМ системой МСРП-12-96 производится от датчика ДМП-100A, а сформированный сигнал на указатель в кабине экипажа от датчика ДИМ-100, в связи с чем экипаж мог иметь информацию, отличную от информации, зарегистрированной МСРП-12-96. Согласно переговорам и протоколам опросов членов экипажа колебаний давления ИКМ не было;
- в соответствии с п.п. 5.1.1 РЛЭ самолета Ан-24 колебания давления ИКМ не являются признаком отказа двигателя;
- ссылки в Окончательном отчете на необходимость выключения двигателя вследствие колебаний давления ИКМ в соответствии с п.п. 3 и 4 п. 7.1.6 РЛЭ самолета Ан-24 несостоятельны, так как указанные пункты предполагают действия экипажа при отказах системы ПРТ. Информация об отказе ПРТ и колебаниях других параметров левого двигателя отсутствует.

Таким образом:

- 1. Вывод комиссии о необходимости в соответствии с РЛЭ самолёта АН-24 выключения двигателя не обоснован, так как:
- незначительные в 0,1 кг/см² колебания стрелки указателя давления масла левого двигателя у значения 3,5 кг/см² («падение давления ниже допустимого» согласно Отчету) отмечаемые бортмехаником, однозначно не подтверждаются другими членами экипажа, в том числе КВС, и носят субъективный характер;
- незначительные колебания давления масла могли быть вызваны знакопеременными перегрузками, возникаемыми из-за повышенной турбулентности внешней среды, при этом РЛЭ самолета Ан-24 не определены критерии (временные и количественные) кратковременного падения давления масла ниже 3,5 кг/см² при возникновении отрицательной перегрузки.
- 2. Отсутствие в РЛЭ самолета Ан-24 требования по выключению двигателя при загорании в полёте светосигнализатора «Стружка в двигателе» с изменением в этой связи хотя бы одного из установившихся параметров работы двигателя и (или) появлении запаха гари не запрещало КВС продолжить полет без его выключения.

Следует также отметить, что имевшая место при снижении стандартная процедура, согласно Технологии работы членов экипажа, передачи управления КВС второму пилоту оценивается комиссией как растерянность КВС. В то же время психологическая оценка действиям бортмеханика при возникновении и развитии особой ситуации не дана. На

заключительном этапе полета выбор места вынужденной посадки и производство самой посадки выполнены именно КВС на высоком профессиональном уровне.

На основании вышесказанного, считаем, что Заключение Окончательного отчета должно быть изложено в следующей редакции.

Заключение

Катастрофа самолета Ан-24РВ RA-47302 произошла при выполнении вынужденной посадки на воду, необходимость выполнения которой была обусловлена пожаром в мотогондоле левого двигателя АИ-24 2 серии № H49312005. Разрушение самолета с гибелью людей произошло из-за столкновения самолета с подводными препятствиями, чего экипаж предвидеть и предотвратить не мог.

Возникновение пожара, наиболее вероятно, явилось следствием разгерметизации системы суфлирования левого двигателя из-за разрушения центробежного суфлера ЦС-24 № Г872ВТ9 с последующим выбросом воздушно-масляной эмульсии в подкапотное пространство двигателя, а также несвоевременного выключения двигателя экипажем по причине позднего обнаружения пожара.

Причинами позднего обнаружения экипажем пожара и, как следствие, непринятие им своевременных и эффективных действий по его тушению явились:

- кратковременность звуковой и световой сигнализаций, сформированных системой сигнализации о пожаре ССП-7, не обеспечившая (даже согласно ТУ) необходимую для восприятия экипажем продолжительность звуковой и световой сигнализаций о возникновении пожара внутри левого двигателя, что в конечном итоге не предотвратило развитие особой ситуации;
- отказ, при возникновении пожара в мотогондоле левого двигателя, световой и звуковой сигнализаций системы ССП-2A, свидетельствующей о пожаре в мотогондоле левого двигателя.

Причиной разрушения центробежного суфлера ЦС-24 № Г872ВТ9 явилось разрушение его крыльчатки из-за длительного воздействия воздушно-масляной эмульсии с повышенной, из-за разрушения шарикоподшипника задней опоры ротора компрессора, температурой.

Причиной разрушения подшипника, наиболее вероятно, явилась его работа с повышенным перекосом колец. Значительные вторичные повреждения деталей узла задней опоры ротора компрессора не позволили однозначно установить, чем конкретно был обусловлен повышенный перекос колец подшипника.

Повышенный перекос колец мог быть реализован:

- в результате неблагоприятного сложения имевшихся у сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора биений (в пределах ТУ) с биением подшипника, полученным из-за его неправильной установки при среднем (по техническому состоянию) ремонте двигателя в ОАО «Арамильский АРЗ»;
- из-за отклонений от ТУ геометрии сопрягаемых деталей узла задней опоры ротора компрессора;
- из-за установки неаутентичного шарикового подшипника задней опоры компрессора. При этом данные по посадочным диаметрам наружных колец, внутреннего кольца роликового подшипника, внутренних полуколец шарикового подшипника и по разноразмерности тел качения в Деле среднего (по техническому состоянию) ремонта двигателя отсутствуют;
- из-за неустранения причин замены шарикового подшипника задней опоры компрессора и роликового подшипника передней опоры компрессора при выполнении среднего (по техническому состоянию) ремонта.

Способствующими факторами авиационного происшествия, наиболее вероятно, явились:

- отсутствие в РЛЭ самолета Ан-24 требования по выключению двигателя при загорании в полете светосигнализатора «Стружка в двигателе» с изменением в этой связи хотя бы одного из установившихся параметров работы двигателя и (или) появлении запаха гари;
- отсутствие в РЛЭ самолёта Ан-24 критериев (временных и количественных) падения давления масла в двигателе ниже 3,5 кг/см² при возникновении отрицательной перегрузки;
- возможная психологическая неготовность КВС выключить двигатель в полете из-за отсутствия опыта реальных полетов с неработающим двигателем;
- ухудшение характеристик работы системы измерения вибрации ИВ-41АМ вследствие изменения (колебаний) частоты вращения ротора двигателя в процессе разрушения подшипника задней опоры ротора компрессора и (или) разрегулировки системы, в результате чего произошло позднее информирование экипажа о возникновении повышенной вибрации двигателя.

Заместитель председателя комиссии — Начальник отдела ПЛГ ГВС Западно-Сибирского МТУ ВТ Росавиации

Член комиссии – государственный инспектор ОИБП Западно-Сибирского МТУ ВТ Росавиации

Ответ на особое мнение

По работе противопожарной системы

Проведенными исследованиями блоков ССП-7 и ССП-2A, анализом их электрических схем, результатов дешифрирования информации, зарегистрированной системами МСРП-12-96 и МС-61, установлено, что:

- датчики сигнализации о пожаре типа ДТБ-2АУ (ССП-7) и ДПС-1АГ (ССП-2А) сработали штатно;
 - блоки ССП-7БИС (ССП-7) и БИ-2АЮ (ССП-2А) сработали штатно;
- реле ТКЕ-54ПД1 включения системы пожаротушения в гондоле левого двигателя сработало штатно;
- ручка галетного переключателя проверки датчиков пожаротушения находилась в положении «КРАНЫ», в результате чего реле отключения блоков противопожарных кранов при проверке датчиков находилось в обесточенном состоянии;
- электромагниты, концевые выключатели блока противопожарных кранов сработали и поставлены на самоблокировку, чем обеспечилось замыкание цепи лампы сигнализации о пожаре «ПОЖАР МОТОГОНДОЛ. ЛЕВ. ДВ.»;
 - реле включения РК «ПОЖАР» в МСРП-12-96 сработало штатно.

Таким образом, объективных данных, подтверждающих какие-либо возможные отказы в работе ССП-7 и ССП-2A, Комиссией не выявлено.

Работоспособность систем подтверждается звучанием сирены при пожаре внутри двигателя (ССП-7) и звучанием сирены и регистрацией РК «Пожар на самолете» при пожаре в мотогондоле двигателя (ССП-2А). Факт, отмеченный в особом мнении в качестве возможного доказательства предположения о нештатной работе звуковой сигнализации, что в обоих случаях длительность звучания сирены была одинаковая (в течение 1.6 с) был проанализирован Комиссией в ходе расследования. Комиссия отмечает, что никаких реле времени (или других устройств), отказ или нештатная работа которых может повлиять на длительность звучания сирены, конструкцией систем не предусмотрено. Вероятные причины прекращения работы звуковой сигнализации проанализированы на страницах 159 и 165 Окончательного отчета.

Технические параметры системы ССП-2A, характеризующие время ее срабатывания и время повторного приведения в состояние готовности, определяют, что максимальный суммарный интервал может составлять величину до 3 с. Таким образом, величина 1.6 секунды, за которую, наиболее вероятно, произошло срабатывание системы

и ее повторное приведение в состояние готовности соответствует ТУ и не может являться доказательством отказа системы.

Анализ принципов построения и работы противопожарной системы ССП-2А показал, что смоделировать отказ системы пожаротушения, при котором РК «Пожар на самолете» регистрируется, звуковой сигнал прошел, а световая сигнализация отсутствует, теоретически невозможно.

Из переговоров экипажа, зарегистрированных бортовым магнитофоном МС-61, следует, что работоспособность всех ламп сигнализации, входящих в том числе и в системы сигнализации о пожаре, была проверена в процессе выполнения карты контрольных проверок «Перед запуском двигателей». Кроме того, из объяснительных всех членов экипажа следует, что при визуальном обнаружении ими пожара сигнализация о пожаре работала. При этом, как отмечено в Окончательном отчете (стр. 173), «одновременный отказ трех независимых ламп с последующим восстановлением их работоспособности является событием невероятным».

Кроме того, в системах ССП-7 и ССП-2А выдача команд в виде напряжения 27В на срабатывание световой и звуковой сигнализации при поступлении команды о пожаре выполнена по одному и тому же принципу - принципу разделения цепей путем подключения их к разным контактным группам реле с общей для этих контактов питающей линией 27В. Такое конструктивное решение приводит к тому, что при отказе (неисправности) одной из пар контактов реле при его штатном срабатывании может не сработать какая-нибудь одна, например, световая сигнализация, но будет работать другая - звуковая, или наоборот. Отказ (проявление неисправности) одноименных контактов в различных системах, да еще и с различными типами выходных реле, обеспечивающих один выходящий сигнал (РЭС-9 в системе ССП-7 и ТКЕ-54ПД1 в ССП-2А) при штатной работе питающих цепей – событие невероятное.

Таким образом, установленные факты не позволяют утверждать, что в последнем полете самолета Ан-24РВ RA-47302 был отказ систем ССП-7 или ССП-2А, в том числе их световой сигнализации. В то же время, Комиссия отмечает, что недостаток объективной информации не позволил в полной мере оценить работоспособность всех элементов систем ССП-7 и ССП-2А.

Комиссия не выявила фактов отказов или отклонений в работе датчиков систем сигнализации о пожаре. Однако, Комиссия согласна с приведенной в особом мнении рекомендацией о целесообразности дополнительных мероприятий, направленных на повышение надежности работы противопожарных систем самолета Ан-24.

Исходя из вышеизложенного, Комиссия считает, что никаких данных, подтверждающих отказы звуковой и световой сигнализации при возникновении пожара в аварийном полете, нет. Комиссия решила:

- разделы Фактическая информация, Анализ не изменять;
- раздел Заключение дополнить констатацией факта о недостатке объективной информации для однозначного определения работоспособности всех элементов систем сигнализации о пожаре;
- раздел Рекомендации дополнить рекомендацией о целесообразности повышения надежности работы противопожарных систем самолета Aн-24.

По действиям экипажа при возникновении и развитии особой ситуации

В процессе расследования установлено, что в полете произошло загорание светосигнализатора «Стружка в масле левого двигателя» с последующим уменьшением давления масла ниже допустимого (3,5 кг/см²). В соответствии п.п. 5 п. 5.1.1 РЛЭ данная ситуация классифицируется как отказ двигателя. Имеющаяся в указанном подпункте ссылка, что при отрицательных перегрузках допускается кратковременное падение давления масла ниже 3,5 кг/см² в данном случае, очевидно, неприменима, так как относится к нормально работающему двигателю. Кроме того, реализованные в ходе аварийного полета на рассматриваемом этапе нормальные перегрузки (0,92...1,02g) не могут привести к падению давления масла ниже 3,5 кг/см².

Также после появления сигнала «Стружка в масле левого двигателя» средствами объективного контроля зарегистрированы колебания давления ИКМ левого двигателя в пределах ±5 кг/см². В соответствии с п.п. 3 и 4 п. 7.1.6 РЛЭ самолета Ан-24 экипаж в этом случае был обязан проверить работоспособность системы ПРТ и, в случае неустранения колебаний давления ИКМ путем ее выключения, выключить двигатель. Экипаж колебаний давления ИКМ не отмечал и никаких действий не предпринимал. Таким образом, колебания давления ИКМ рассматриваются РЛЭ как отклонение параметров двигателя от нормы, то есть в соответствии с п.п. 7 п. 7.1.6 РЛЭ самолета Ан-24 в этом случае двигатель необходимо было выключать независимо от того, появился запах гари в кабине или нет. Необходимость выключения двигателя в данном случае подтверждается письмом Главного конструктора разработчика двигателя — ГП «Ивченко-Прогресс».

Комиссия решила Окончательный отчет в части, касающейся действий экипажа, оставить без изменений.

По дополнению раздела Заключение информацией о неаутентичности подшипника и несоответствии параметров его установки ТУ

В разделе 1.18 Окончательного отчета приведена информация о выявленных отклонениях от технологии ремонта на ОАО «Арамильский АРЗ». В частности указаны нарушения, связанные с оформлением паспорта на подшипник задней опоры ротора компрессора и отсутствием в деле ремонта результатов измерений посадочных диаметров подшипника и разноразмерности тел качения. В то же время, никаких объективных данных о неаутентичности подшипника и несоответствии параметров его установки ТУ Комиссия не имеет. Имеющаяся информация подтверждает факт поставки указанного подшипника на ОАО «Арамильский АРЗ» заводом-изготовителем ОАО «Завод авиационных подшипников».

Комиссия решила раздел Заключение Окончательного отчета оставить без изменений.