

ОКОНЧАТЕЛЕН ДОКЛАД

от разследване на авиационно събитие с вертолет Ка-32АО, рег. № LZ-MOZ, собственост на авиационен оператор „Скорпион Еър“ ЕООД гр. София, възникнало на 28.08.2006 г. в района на Гьомбе, Република Турция.



2006 г.

СЪДЪРЖАНИЕ

	стр.
СПИСЪК НА ИЗПОЛЗВАНИТЕ СЪКРАЩЕНИЯ	3
УВОД	4
1. Фактическа информация	4
1.1. История на полета	4
1.1.1. Номер на полета	4
1.1.2. Подготовка за полета, описание на полета и събитията	4
1.1.3. Местоположение на авиационното събитие	6
1.2. Телесни повреди	6
1.3. Повреди на въздухоплавателното средство	6
1.4. Други повреди	7
1.5. Сведения за персонала	7
1.5.1. Командир на въздухоплавателното средство	7
1.5.2. Втори пилот на въздухоплавателното средство	7
1.5.3. Борден оператор пожари	8
1.6. Сведение за въздухоплавателното средство	8
1.6.1. Информация за летателната годност	8
1.6.2. Кратки сведения за техническите характеристики на вертолета и двигателите	12
1.6.3. Информация за използваното гориво	13
1.7. Метеорологична информация	13
1.8. Средства за навигация	14
1.9. Свързки	14
1.10. Летище	14
1.11. Полетни записващи устройства	14
1.12. Сведения за удара и отломките	16
1.13. Медицински и патологични сведения	16
1.14. Пожар	16
1.15. Фактори на оцеляването	16
1.16. Проведени изпитания и изследвания	17
2. Анализ	17
2.1. Анализ на последователността от събития довела до възникване на авиационното произшествие и факторите оказващи влияние върху събитията.	17
2.2. Анализ на факторите довели до отказ на десния двигател	19
3. Заключение	21
- основна причина;	21
- съпътства причина;	21
- непосредствена причина;	22
- открити нередности;	22
- препоръки за безопасност.	23

СПИСЪК НА ИЗПОЛЗВАНИТЕ СЪКРАЩЕНИЯ

АО – авиационен оператор;
БТО – базово техническо обслужване;
ВС – въздухоплавателно средство;
ДИСС – доплеров измерител на отнасянето и скоростта;
ГД „ГВА” – Главна дирекция „Гражданска въздухоплавателна администрация”;
ИКАО – Международна организация за гражданска авиация;
КВР – капитално възстановителен ремонт;
КВС – командир на въздухоплавателното средство;
НВ – носещ винт;
НЕ – начало на експлоатацията;
НИЦ – научно изследователски център;
МАК – Междудържавен авиационен комитет;
ОПВ – осигуряване на първото излитане;
ОТО – организация за техническо обслужване;
ПЛГВС – поддържане на летателната годност на въздухоплавателното средство;
РЛЕ – ръководство за летателна експлоатация;
СЕА – спомагателен енергиен агрегат;
САС - система за автоматична сигнализация;
СЗРАС – Специализирано звено за разследване на авиационни събития;
СУК – система за управление на качеството;
ТО – техническо обслужване;
Ф – форма;
ЦСО – централна система за оповестяване;

УВОД

На 28.08.2006 г. в 14:00 h до град Гьомбе в района на Каш, Република Турция, вертолет Ка -32, рег. № LZ – MOZ, по време на полет за гасене на пожар, загребва вода от язовир „Чайбогази“. След загребването на водата вертолетът губи мощност и пада в язовира, след което потъва. Екипажът напуска вертолета и доплува до брега, където му е оказана медицинска помощ.

Материалите, свързани с разследването на авиационното събитие са заведени под дело 08/28.08.2006 г. в архива на Специализираното звено за разследване на авиационни събития (СЗРАС).

Авиационен оператор: „Скорпион Еър“ ЕООД

Производител на въздухоплавателното средство (ВС): Кумертауски авиационен завод, Русия.

Национални регистрационни знаци: LZ-MOZ, в съответствие с Удостоверение за регистрация № 1505/ 09.06.2000 г.

Място и дата на авиационното събитие: язовир „Чайбогази“, гр. Гьомбе, окръг Каш в Република Турция, 28.08.2006 г.

Уведомени: Главна дирекция „Гражданска авиация“ на Република Турция, Специализирано звено за разследване на авиационни събития на Република България, Главна дирекция "Гражданска въздухоплавателна администрация" (ГД "ГВА") на Република България, Междудържавния авиационен комитет (МАК) на Русия, Гражданските авиационни власти на Република Украйна и Международната организация за гражданска авиация (ИКАО).

Вид на полета: Полет за гасене на горски пожар съгласно двустранен договор между авиационния оператор (АО) „Скорпион Еър“ и Турска фирма „BARIS UCAKLA İLAÇLAMA“.

Главна дирекция на гражданската авиация към Министерството на транспорта на Република Турция с факс № В.11.1.SHG.14.00.00 – 3428/25477 от 1.09.2006 г. предлага разследването на авиационното произшествие да бъде проведено от българските авиационни власти.

В съответствие с чл.142, ал. 5, на Закона за гражданското въздухоплаване на Република България и чл. 2, ал. 3, на Наредба № 13 от 27.01.1999 г. за разследване на авиационни произшествия, на основание на чл. 10, ал.1, на Наредба № 13, със Заповед на Министъра на № РД-08-421/ 07.09.2006 г. е назначена Комисия за разследване на авиационното произшествие.

1. Фактическа информация

1.1. История на полета

1.1.1. Номер на полета

Втори полет за деня, гасене на пожар с резервоар за вода на външно окачване „бамби-бакет“.

1.1.2. Подготовка за полета, описание на полета и събитията

Задачата за полета е поставена от управителя на авиационен оператор "Скорпион Еър" ЕООД, в съответствие с двустранен договор между авиационния оператор и Турската фирма „BARIS UCAKLA İLAÇLAMA“. Със заповед за командировка № 148/29.05.2006 г. във връзка с изпълнение на договора с „BARIS UCAKLA İLAÇLAMA“ управителят на АО възлага на екипажа с вертолет Ка-32АО LZ-MOZ да

участвува в гасене на пожари в района на град Анталия за периода 30.05.2006 г. до 30.09.2006 г.

Сутринта на 28.08.2006 г. на базова площадка в района на град Каш е извършена предполетна подготовка на вертолета, форми „ОПВ” и „А₁” от две технически лица. По време на предполетната подготовка няма открити неизправности. Не е намерен попълнен борден дневник, отразяващ извършените дейности по подготовка на полета, тъй като, в съответствие с обясненията на екипажа, той се е намира на борда на вертолета по време на полета и вероятно е изгубен при възникналите в следствие обстоятелства. Извършен е предполетен преглед от екипажа в съответствие с изискванията на Ръководството за провеждане на полети на вертолет Ка-32АО. По време на предполетния преглед екипажът не е констатирал неизправности. По време на извършената проба на двигателя не са забелязани отклонения в параметрите на двигателите, редуктора и системите.

От 7:30 h екипажът изпълнява двучасов полет за гасене на пожар, като зарежда с вода от специален басейн, разположен южно от пожара. На борда на вертолета се намират командир, втори пилот и лице изпълняващо длъжността „борден оператор пожари”, които са български граждани и двама турски граждани, единият от които изпълнява функции на шурман насочвач, а другият е представител на горското стопанство. След полета вертолетът каца на площадка в района на горското стопанство на село Касаба. След кацането техническите лица извършват работите по посрещане на вертолета „ВС” и форма „А₁” и зареждат вертолета с 2 000 л. гориво.

Екипажът изчаква на площадката ново повикване за гасене на пожар и след получаване на заявка в 13:40 h излита, като зарежда вода от специалния басейн. На борда на вертолета са посочените по-горе лица. Заредената вода за гасене е изразходвана и по указание на турския шурман вертолетът се насочва към язовир „Чайбогази”, който се намира на 1200 m надморска височина, за зареждане с вода. Вертолетът се пилотира от командира, който захожда със снижение над язовира и завива срещу вятъра. По указание от бордния оператор командирът извършва процедурите по напълване на бамби-бакета с вода. Бамби-бакетът е напълнен с вода до нивото на горната му повърхност, което съответства на 2500 л. и е повдигнат на височина около 2 m над водната повърхност. Бордният оператор докладва, че бамби-бакетът е пълен и има необходимата височина, а вторият пилот докладва, че показанията на приборите, отчитащи работата на двигателите и системите са в нормите. Командирът започва увеличаване на скоростта с едновременен набор на височина. В началото на процедурата той констатира, че вертолета няма необходимата мощност, чува нехарактерен звук с последващо пропадане на вертолета и възникване на силни вибрации. След нехарактерния шум в слушалките на екипажа се чува звук от централната система за оповестяване и светва червената лампа ЦСО. Поради силните вибрации екипажът не може да установи коя от лампите на таблото на системата за аварийни, предупреждаващи и уведомяващи сигнали САС-4 е светнала и не натиска лампата бутон ЦСО. Командирът задейства системата за аварийно изхвърляне на водата от бамби-бакета, но това няма ефект (не води до увеличаване на височината на полета над повърхността). Командирът с даване на десен педал насочва вертолета към сушата. Поради загубата на височина, силните вибрации и загубата на обороти на носещия винт вертолетът е почти неуправляем. Вертолетът се удря първо с носовите колесници в скала от брега на язовира. След удара в скалата командирът изключва двигателите. При удара падат двете предни врати. Вертолетът се свлича назад и надясно във водата. Разрушени са лопатите на носещия винт. Екипажът и другите лица на борда напускат вертолета през предните врати и вратата на товарната кабина и с плуване се добират до брега. Трима човека са получили леки телесни повреди и са отведени с линейка от турските власти за оказване на медицинска помощ.

Вертолетът е изваден от водата от турските власти и поставен под охрана на местната жандармерия до пристигане на българската комисия за разследване. След

изваждането от водата турските авиационни власти свалят бордния регистратор на полетни параметри 2Т-3М от системата „Тестер – 3У” и го предават на комисията за разследване при нейното пристигане на мястото на произшествието на 10.09.2006 г.

1.1.3. Местоположение на авиационното събитие

Язовир „Чайбогази”, гр. Гьомбе, окръг Каш, район Анталия в Република Турция, с координати: N – 36⁰31’16’’; E – 029⁰40’30’’, надморска височина 1205 m. Местно време 14:01 h, дневно осветление.

1.2. Телесни повреди

Телесни повреди	екипаж	пътници	Други лица
Смъртен изход	0	0	0
Сериозно нараняване	0	0	0
Незначителни/отсъстват	3	2	0

1.3. Повреди на ВС

При огледа на мястото на авиационното произшествие комисията констатира, че ВС е разрушено, като повредите по основните конструктивни възли са:

По конструкцията на тялото и носещата система на вертолета:

- разрушаване остъкленето на пилотската кабина, лявата и дясна врата;
- разрушаване на предните основни стойки на колесника, при което те бяха намерени на брега на язовира след изпускане около 5-6 метра от нивото на водата;
- разрушени всички лопати на носещите винтове (НВ) от носещата система на ВС, като част от отломки бяха намерени на брега;
- скъсана вертикална тяга за цикличната стъпка към една от лопатите на долния НВ и напълно повреден автомат наклонител за управлението на вертолета без нарушена конструктивна цялост на тягите;
- разрушаване и деформации на носещите елементи от конструкцията в долната част на тялото на ВС;
- разрушаване на отсека с радиоелектронно оборудване;
- деформация на кабината и горните носещи греди, както и на обшивката на вертолета;
- разрушаване на вертикалните стабилизатори заедно с кормилните плоскости и антената на доплеровия измерител на скоростта и отнасянето (ДИСС);
- множество деформации на силови елементи и обшивката в горната и долна част и по десния борд вследствие на удара в скалите и падане във водата на ВС.

По двигателите на вертолета и спомагателния енергиен агрегат (СЕА):

- по двата двигателя и по СЕА няма видими следи от течове на гориво смазочни материали и няма следи от пожар;
- във входното устройство на десния двигател вследствие на попадане на скална маса след удара има побитости по лопатките на направляващия апарат на турбокомпресора;
- индикатора на температурата на изходящите газове на левия двигател (двигател № 1) показва 785⁰, този на десния двигател (двигател № 2) показва 1240⁰, а на СЕА 380⁰;
- в изходната тръба на десния двигател се наблюдават отлагания и налеп на разтопен метал по обтекателите на вертикалните опори на задния лагер на свободната турбина и прогаряния и разрушаване на бандажа на голяма част от лопатките на втората степен на свободната турбина;
- след сваляне на свободната турбина на десния двигател в авиотехническата база на АО се констатира напълно разрушаване на първата степен от свободната турбина и

- коксувало смазване на последния опорен лагер на ротора на турбокомпресора;
- след направен оглед с помощта на бороскоп се наблюдават прегаряне и нарушена цялост на лопатките на първата и втора степен на турбината на компресора.

По редуктора на вертолета:

- след сваляне на магнитните датчици на редуктора не бе констатирано наличие на стружки, указващи за вътрешно износване и разрушения на редуктора, след свалянето на същия в АТБ бе констатирано, че няма вътрешни разрушения в редуктора.

1.4. Други повреди

Други повреди няма.

1.5. Сведения за персонала

1.5.1. Командир на ВС

Възраст - 52 годишен с валидни свидетелства за правоспособност и медицинска годност.

1.5.2 Втори пилот на ВС

Възраст - 42 годишен с валидни свидетелства за правоспособност и медицинска годност.

1.5.3 Борден оператор пожари

Възраст - 48 годишен с валидни свидетелства за правоспособност и медицинска годност.

1.6. Сведения за въздухоплавателното средство

1.6.1. Информация за летателната годност

Вертолет Ка-32АО, рег. № LZ-MOZ е произведен на 15.01.1986 г. като вертолет тип Ка-27, на 21.05.1998 г. е преоборудван във вертолет тип Ка-32Т, а на 07.05.2000 г. е преоборудван във вертолет тип Ка-32АО. Преоборудването на вертолета е потвърдено в типов сертификат, издаден на 04.08.2000 г. и подписан от Председателя на авиорегистъра на МАК. Вертолетът има Удостоверение за регистрация, Удостоверението за летателна годност на вертолета под издадено на 09.06.2000 г. Последната заверка на същото е направена на 29.05.2006 г. и е валидна до 28.05.2007 г. От началото на експлоатация (НЕ) до 27.08.2006 г. (един ден преди възникване на авиационното произшествие) вертолетът е пролетял 1016 h и е изпълнил 1567 кацания. В съответствие със записано в летателната книжка на командира на 27.08.2006 г. вертолетът е пролетял 3 h и 14 min и на 28.08.2006 г. – 2 h и 25 min. Следователно към момента на възникване на произшествието вертолетът е имал пролетени 1021 h и 39 min. До първи капитално-възстановителен ремонт (КВР) ресурсът на вертолета е 2000 летателни часа и 12 години календарен срок. Календарният срок е определен за времето след преоборудването на вертолета във вариант АО, т. е. след 07.05.2000 г. Към момента на възникване на произшествието вертолетът е имал 978 h и 21 min остатъчен ресурс по часове и 5 години 8 месеца по календарен срок.

На вертолетът са монтирани два двигателя ТВ3-117ВМА втора серия.

Двигателят на позиция №1 (ляв) е произведен на 27.11.1998 г. Последният запис за пролетените часове във формуляра на двигателя е правен на 16.08.2006 г. и от НЕ до тази дата той има пролетени 441:16 летателни часа от тях 3:43 на излетен режим и 15:08 на номинален режим. От формуляра на вертолета е видно, че за периода от 16.08 до 27.08 са пролетени 60:36 летателни часа. Както беше посочено по-горе на 27.08 и 28.08 вертолетът е летял 5:39 часа, които не са отразени в неговия формуляр. Като се имат предвид посочените пролетени часове, към момента на възникване на произшествието двигателят има наработени 507:31 летателни часа.

Двигател на позиция №2 (десен) е произведен 27.11.1998 г. Последният запис за пролетените часове във формуляра на двигателя е правен на 16.08.2006 г. и от НЕ до

тази дата той има пролетени 441:16 летателни часа от тях 3:43 на излетен режим и 15:08 на номинален режим. От формуляра на вертолета е видно, че за периода от 16.08 до 27.08 са пролетени 60:36 летателни часа. Както беше посочено по-горе на 27.08 и 28.08 вертолетът е летял 5:39 часа, които не са отразени в неговия формуляр. Като се имат предвид посочените пролетени часове, към момента на възникване на произшествието двигателят има наработени 507:31 летателни часа.

В глава 6 на стр.53 във формулярите на двата двигателя е посочен ресурс на двигателя до първи КВР, за обект Ка-32А и неговите модификации, 500 часа в продължение на 6 години. Нарботката на двигателя на излетен режим не трябва да превишава 5% от ресурса, а на номинален режим 40% от ресурса. Със записи във формулярите на двигателите направени на 30.05.2006 първо е възстановен календарния срок на служба с 18 месеца, след което е удължен с 12 месеца до 30.05.2007 г. на основание на изпълнение на бюлетин №Н78М-117БЭ-АБ.

Необходимо е да се отбележи, че Удостоверението за летателна годност на вертолета е презаверено на 29.05.2006, на същия ден е фиксиран и полет с продължителност 35 min, тези дейности са извършени един ден преди подписване на протокола за удължаване на ресурса на двигателите.

Удължаването на ресурса на двигателите е на основание на бюлетин №Н78М-117БЭ-АБ. В съответствие с този бюлетин на двигателите монтирани на вертолета се установява ресурс до първи КВР по техническо състояние 1500 часа в продължение на 15 години. След наработване на първоначалната гарантирана наработка или изтичане на първоначалния гарантиран срок на служба, или съхранение посочени във формуляра на двигателя той преминава на експлоатация по техническо състояние при което за увеличаването на ресурса му е необходимо да се изпълняват работите за оценка на техническото му състояние предвидени в Програма №78.1.00ГА от представители на ОАО „Мотор Сич”. След отстраняване на откритите неизправности и удовлетворителни резултати по оценката на техническото състояние, съгласно горепосочената програма, се установява етап на удължаване на срока на служба с 2 години и (или) наработка с 200 летателни часа със съответно оформяне на документацията. По договаряне с експлоатанта установените етапи могат да имат по-малка продължителност. В техническият акт за проверка на техническото състояние на двигател ТВ3-117ВМА заводски номер 7087894702006, подписан на 30.05.2006 г., е записано, че са изпълнени работи по инструкция № 78.1.98, изпълнени са 100 часови регламентни работи, замерено е износването на лопатките на I степен на компресора и е извършена проба на двигателя (не е фиксирано изпълнение на програма №78.1.00ГА). Като резултат е удължен ресурсът на двигателя по календарен срок за една година, до 30.05.2007 г. След запитване до МАК, Русия, се установи, че работите извършени по инструкция № 78.1.98 и тези предвидени в Програма №78.1.00ГА са идентични.

Работите по контрол на техническото състояние през две години и 200 часа се изпълняват с допуските установени за 100 часови (12месечни) регламентни работи. Към момента на възникване на събитието двата двигателя са наработили по 507:31 летателни часа, т.е. намират се в горния 20 часов допусков интервал за изпълнение на работите за оценка на техническото им състояние в съответствие с бюлетин №Н78М-117БЭ-АБ.

Техническото обслужване на вертолетите Ка-32АО от АО „Скорпион Еър” се извършва на основание на одобрена от ГД „ГВА” „Програма за техническо обслужване на вертолети Ка-32АО експлоатирани от авиокомпания „Скорпион Еър””. Последното изменение на тази програма е направено от ГД „ГВА” на 25.08.2006. В раздел 1.4. „Основания за периодичността и обема на техническото обслужване” на това изменение е даден „Статус на вертолет Ка-32АО, рег. знак LZ-MOZ. В съответствие с този статус междуремонтният ресурс на двигателите на вертолета е 500 часа. Нито изменението на

програмата, нито основният и вариант, одобрен на 08.05.2005 г. включват работите предвидени от бюлетин №Н78М-117БЭ-АБ за експлоатация на двигателите по състояние, позволяващи увеличаване на междуремонтния им ресурс. С последното изменение на програмата за техническо обслужване необосновано са отпаднали работите от базовото техническо обслужване на вертолета изпълнявани по форма 10±1 летателни часа, форма 25±5 летателни часа и форма 50⁺¹⁰₋₅ летателни часа. В програмата не са включени работи по обслужване на системата „Тестер – 3У” за регистриране на параметрите на полета.

Силовата установка на вертолета включва и спомагателен енергиен агрегат АИ-9, произведен на 12.01.1988 г. Ресурсът на СЕА се отчита по количество на извършени запуски и по количество на отбор на въздух, като междуремонтният ресурс е 3000 запуски или 3000 отбора. Последният запис за във формуляра на СЕА е правен на 16.08.2006 г. и от НЕ до тази дата той има извършени 1435 запуски и 2852 отбора. От 17.08.2006 г. до момента на възникване на авиационното произшествие са изпълнени 42 запуски и 84 отбора. Следователно към момента на възникване на произшествието СЕА е извършил 1477 запуски и 2936 отбора, остатъчният му ресурс е съответно 1523 запуски и 64 отбора.

На вертолета е монтиран редуктор ВР 252, произведен на 16.04.1998 г. Последният запис за пролетените часове във формуляра на редуктора е правен на 16.08.2006 г. и от НЕ до тази дата той има пролетени 441:24 летателни часа. Както беше посочено по-горе от 16.08.2006 г. до момента на възникване на произшествието вертолетът е летял 66:15 часа. Следователно към момента на възникване на произшествието редукторът е работил 507:39 летателни часа. В глава 6 на стр.27 във формуляра на редуктора е посочен ресурс до първи КВР 500 часа в продължение на 9 години. На същата страница на формуляра в абзац 4 е установен междуремонтен ресурс на редуктора 500 часа в продължение на 8 години. Със запис във формуляра на редуктора направени на 30.05.2006 се удължава календарния срок на служба с една година до 30.05.2007 г. на основание на изпълнение на решение №4.252.1.4-05/19 и технически акт. Удължаването на ресурса е направено от представител на „Завод имени В.Я.Климова”.

Към момента на възникване на авиационното произшествие редукторът на вертолета е превишил предписания му ресурс, отразен в програмата за техническо обслужване на авиационния оператор, със 7:39 часа.

На 06.08.2006 г. на вертолета е извършено базово техническо обслужване форма 300(900 летателни часа) за което е издадено удостоверение за допускане до експлоатация № К32Z-11. Обслужването е извършено в Анталия (Турция), което е нарушение на изискванията на Наредба 145 от 11.08.2004 г. на министъра на транспорта, тъй като в Анталия няма одобрена база на авиационния оператор. Работите по обслужването са изпълнявани в периода 04.08 – 06.06. В същия период вертолетът е изпълнявал полети за гасене на пожари както следва:

- на 04.08.2006 г. един полет с продължителност 2 h и 42 min, излитане 15:30 часа местно време, бордният дневник е разписан за форма А₁ в 07 часа местно време.;

- на 05.08.2006 г. един полет с продължителност 2 h и 43 min, излитане 15:20 часа местно време, бордният дневник е разписан за линейно техническо обслужване в 07 часа местно време, без да е отбелязан вида на формата;

- на 06.08. 2006 г. един полет с продължителност 1 h и 40 min, излитане 12:52 часа местно време, бордният дневник е разписан за форма А₂ в 07 часа местно време.

Не са спазени изискванията на раздел 1.5, стр. 2, абзац 7 за поэтапно извършване на базовото техническо обслужване от „Програма за техническо обслужване на вертолети Ка-32АО експлоатирани от авиокомпания „Скорпион Еър”: ... „Отдела за

ПЛГВС издава отделни пакети работни документи за отделните етапи на изпълнение на БТО. Преди началото на всеки полет започнатия пакет работни документи трябва да бъде завършен и да бъде издадено съответното Удостоверение за допускане до експлоатация.” ...

Копие от Удостоверението за допускане до експлоатация, издадено при това техническо обслужване, беше намерено на борда на вертолета след авиационното произшествие от турските власти.

На 26.08 и 27.08.2006 г., в Анталия, Турция, на вертолета е извършено техническо обслужване по форма Б + замяна на помпа регулатор НР-3ВМА + форма 100 за което е издадено Удостоверение за допускане до експлоатация от дата 27.08.2006 г. Пакетът от работни карти по изпълнение на техническото обслужване включва такива за изпълнение на форма Б и за демонтаж и монтаж на помпа регулатор НР-3ВМА. Удостоверяващият техническото обслужване при прегледа на документацията установява, че вертолетът е на часове, изискващи изпълнение на форма 100, а не се разполага с такива подготвени работни карти. Изпълняват се работите по карта ФБ и съобразявайки се с регламента мероприятията от Ф100, за което той записва в Удостоверението за допускане до полети форма Б + форма 100. Към комплекта от документи изпълнени при това обслужване няма работна карта със замерени параметри при проба на силовата установка, няма и протокол от извършения контролен полет след смяна на помпата регулатор.

Замяната на помпата регулатор е предизвикано от следните обстоятелства. Ръководителят на Техническото обслужване (ТО) на Организация за техническо обслужване (ОТО) „СКОРПИОН ЕЪР”ЕООД в периода 18-19 август получава информация от екипажа в Анталия, че при запуск на вертолет рег. № LZ-MOZ има вилка в оборотите на режим „малък газ”, като десният двигател излиза на обороти 80...81%, по-високи от допустимите за режим „малък газ” с около 7%. Дадени са указания за проверка на горивните филтри и филтрите на помпите регулатор на двата двигателя. Докладвано му е, че филтрите са чисти и няма подобрение. Към 22.08. 2006 г. ръководителят на ТО получава информация, че десният двигател при запуск излиза на режим близък до режими „автомат”. При създадите се обстоятелства той съветва екипажа при необходимост от излитане да запуска първо левия и след подгръването на него и редуктора да запускат десния двигател. Свалена е помпа регулатор от друг двигател и е изпратена в Анталия за замяна на помпата регулатор на десния двигател на вертолет рег. № LZ-MOZ. Тази замяна се извършва при посоченото по-горе обслужване.

Необходимо е да се отбележи, че в бордните дневници на вертолет рег. № LZ-MOZ за периода между горепосочените по-горе технически обслужвания, т.е между 7 и 26 август 2006 г. няма записана забележка за открити неизправности и няма записана работа по отстраняване на същите или по изпълнение на някакви указания. В дневника не се записват данни от проба на двигателите при предполетен преглед и не се извършва контрол на параметрите на полета по записи от бордните следства за обективен контрол.

На 27.08.2006 г. на десния двигател на вертолет рег. № LZ-MOZ е демонтирана старата помпа регулатор и е монтирана нова. До момента на монтирането помпата е наработила 554 летателни часа в продължение на 15 години 11 месеца и 20 дни. В съответствие с изискванията на бюлетин №Н78М-117БЭ-АБ при обслужване по техническо състояние ресурсът на помпата е съответно 1500 часа при календарен срок на служба 15 години. Към момента на възникване на събитието така посочения срок на служба е превишен с 11 месеца и 21 дена.

На 27.08.2006 г. в 6:30 часа местно време в борден дневник с № 0000000704

започнат на 25.08.2006 е заверено линейно техническо обслужване форма А₁. За полетите извършени на 27 и 28.09.2006 г. няма попълван борден дневник. В съответствие с обясненията на екипажа дневниците за тези полети са се намирали на борда на вертолета и след изваждането му от водата не са били открити.

1.6.2. Кратки сведения за техническите характеристики на вертолета и двигателите

Съгласно т. 2.5 „Общи летателни ограничения” на Ръководство за летателна експлоатация, одобрено от ГД „ГВА” на 20.04.2001 г. максималната излетна маса на вертолет Ка-32АО е 11 000 kg. Максималната полетна маса с външен товар е 12600 kg.

Съгласно удостоверение за летателна годност № 1505, издадено на 09.06.2000 г., от ГД „ГВА”, презаверено на 29.05.2006 г. и валидно до 28.05.2006 г. в графа „Максимална излетна маса” е записано 12500 kg. Това е максималната полетна маса

Масата на празен вертолет съгласно Протокол за измерване от 06.11.2001 г., издаден от НИЦ „Вертолет” е 6899 kg.

Максимална маса на полезния товар на външно окачване, съгласно Ръководство за летателна експлоатация на вертолет Ка-32, одобрено от ГД „ГВА” на 20.04.2001 г. съставлява 5000 kg.

Центровката на вертолета при полети с товар на външно окачване е +280 mm до 0 mm.

В момента на възникване на авиационното събитие вертолетът е имал на борда си около 1700 l гориво, при специфична маса 780 kg/m³ това прави 1326 kg, около 2500 kg вода в „бамби-бакет”, чиято маса е 200 kg, тричленен екипаж и двама турски представители, пожарникар и щурман с обща маса 400 kg и около 120 kg багаж. При маса на празен вертолет 6899 kg, полетната маса на вертолета към момента на възникването на събитието е приблизително 11350 kg. В конкретните метеорологични условия и надморска височина, в съответствие с Рис. 7.3.2а от РЛЕ на вертолет Ка-32АО максималната полетна маса на вертолета е 11750 kg. Разположението на товарите не е оказало влияние върху центровката на вертолета.

Максимална скорост - 230 km/h без товар на външно окачване.

Минимално допустима скорост над релефа извън зоната на влиянието на въздушната възглавница над земята - 50 km/h.

Максимално допустима скорост с товар на външно окачване - 190 km/h.

Максимално допустима скорост на режим на самовъртене на носещия винт - 100 km/h.

Максимално допустима вертикална скорост на снижение е 3 m/s при скорост на полета по-малка от 50 km/h;

Максимален ъгъл на тангажа в праволинеен полет по време на увеличаване на скоростта е -30° а при транспортиране на товар на външно окачване ± 20°.

На вертолета са монтирани два турбовални двигателя ТВЗ-117ВМА с обща мощност 4400 конски сили. Двигател ТВЗ-117ВМА е със свободна турбина, която има газова връзка с ротора на турбокомпресора.

В съответствие с типов сертификат № СТОК-190-Ка-32АО, издаден на 04.08.2000 г. експлоатационните ограничения на двигателите са следните:

На излетен режим:

Честота на въртене на свободната турбина по оборотомера на носещия винт:

- максимална 89%;

- минимална 87%;

Честота на въртене на ротора на турбокомпресора:

- максимална 101,15%;

Температура на газовете пред турбината:

- максимална 990⁰С.

На максимален продължителен режим:

Честота на въртене на свободната турбина по оборотомера на носещия винт:

- максимална 92%
- минимална 88%;

Честота на въртене на ротора на турбокомпресора:

- максимална 99%;

Температура на газовете пред турбината:

- максимална 955⁰С.

Съгласно т. 8.23 на РЛЕ, вертолет Ка-32АО разполага със следните спасителни средства:

- четири аварийни изхода – на ляв и десен борд на кабината на екипажа, на ляв и на десен борд на транспортната кабина;

- спасителни жилетки АСЖ-63П за всеки член на екипажа и пътник при изпълнение на полети над водна повърхност;

- спасителен сал – при изпълнение на полет над водна повърхност.

В т. 8.23 е упоменато, че комплекцията на аварийно-спасителното оборудване се определя от авиационния оператор в зависимост от заданието за полет.

Вертолет Ка-32АО е оборудван с тройно резервирана система за аварийно освобождаване на товар с външно окачване:

- при натискане на бутон „Аварийный“ на ръчката за общата стъпка на носещите винтове –аварийно се освобождава целия товар на външно окачване, заедно с тягите, въжетата и ключалка ДГ-65;

- при натискане на бутона на лоста за управление на вертолета – аварийно се освобождава само водата;

- при натискане на бутона под лоста за общата стъпка се отстрелва цялата подвесна система на вертолета.

- съгласно протокол от дейности за преоборудване на вертолет Ка-32Т със заводски №5235004519201 в модел Ка-32АО в точка 4 е записано „монтиран педал за механическо хвърляне на външната подвесна система със затвор „ДГ-65“ и подсилената ограничителна шайба; Комисията не откри монтиран такъв педал на вертолет с рег. № LZ-MOZ;

Съгласно т. 6.2.1 ж) на Раздел 6 на РЛЕ на вертолет Ка-32АО „Действия в аварийни ситуации“ КВС е длъжен да изхвърли аварийно товара на външно окачване при отказ на един двигател, когато хоризонталният полет е невъзможен.

Действията при отказ на един двигател в процес на излитане на височина над 15 m са указани в т. 5.3.2 на раздел 5 „Действия в сложни ситуации“ на РЛЕ на вертолет Ка-32АО.

1.6.3 Информация за използваното гориво и неговото състояние

Вертолетът е зареден с 2000 l гориво JET-A1. Към момента на авиационното произшествие е имал около 1700 l, което е достатъчно за изпълнение на целия полет. Не е открита проба от източено гориво преди изпълнение на полета.

1.7. Метеорологична информация

Денем, визуални метеорологични условия, САВОК, вятър 10-12 m/s от запад. От сателитните снимки се вижда съществуването на размит фронт, който лабилизира атмосферата, особено в планинските райони, какъвто е района на гр. Каш, гр. Гьомбе и язовира за работа. Вследствие на лабализацията в следобедните часове се появява купеста облачност и засилване на турболентността над планинските масиви.

1.8. Средства за навигация

Стандартно навигационно оборудване на вертолет Ка-32АО.

1.9. Свързки

Стандартно свързочно оборудване за вертолет Ка-32АО.

1.10. Летище

Базова летателна площадка гр. Каш, регион Анталия, Турция.

1.11. Полетни записващи устройства

На вертолета са монтирани система за регистрация на параметрите на полета „Тестер-3У” и система за звукозапис „МАРС-БМ”. След изваждането на ВС от водата турските авиационни власти свалят бордния регистратор на полетни параметри 2Т-3М от системата „Тестер – 3У” със сериен и го предават на комисията за разследване при нейното пристигане на мястото на произшествието на 10.09.2006 г. Свалянето на блока за запис 70А-10М от системата за звукозапис е затруднено поради необходимост от повдигане на вертолета с кран. В последствие блокът е свален, опакован, запечатан от турските власти и представен на комисията за разследване. При отваряне на същия за сваляне на лентата от представители на комисията в блока беше констатирано наличие на вода, в не голямо количество.

Тъй като българските граждански авиационни власти и български авиационни оператори не разполагат с апаратура за дешифриране на записи от системата „Тестер – 3У” беше потърсена помощта на МАК, Русия.

Дешифрирането на информацията от средствата за обективен контрол, борден регистратор на параметрите на полета „Тестер – 3У” и система за звукозапис „МАРС – БМ” на претърпелия авиационното произшествие вертолет се осъществи в лаборатория на Научно-техническата комисия на МАК в присъствието на Председателя на комисията за разследване, един от нейните членове и назначения упълномощен представител по разследване на авиационното произшествие с вертолет Ка-32, рег. № LZ-MOZ, от Русия.

Резултатите от изследването на бордните регистратори са оформени и получени от комисията за разследване под формата на Акт, графици и в електронен вид на запис на CD. Същите се съхраняват в основната папка по разследване на авиационното произшествие, заведена под № 08/28.08.2006 в архива на СЗРАС. Актът е утвърден от Председателят на научно-техническата комисия на МАК.

Копирането, прослушването и анализа на звуковата информация свързана с последния полет на вертолет Ка-32 се извърши с помощта на програми WinSIS и SIS 6.1. При прослушването на звукозаписа не е установена никаква информация за полета.

Информацията от блок 2Т-3М на бордния регистратор на параметрите на полета беше разчетена с помощта на системата „Обзор МН-С”. При първоначалния опит за прочитане на информацията се установи нееднократно сработване на реверса на лентата с честота около 20 секунди. След отваряне на блок 2Т-3М бяха установени следи от вода в електронния блок, но лентата не беше повредена. След поставяне на лентата в изправен блок се извърши разчитане и се установи, че качеството на записа е задоволително.

При анализа на параметрите на полетната информация се установи, че системата Тестер – 3У е регистрирала информация за полети на вертолет Ка-32, рег. № LZ-MOZ, в продължение на 2 h и 21 min (максималното време на регистрация е 3 h). На лентата отсъства информация за 39 min. Вероятно това е свързано с факта, че след авиационното произшествие е продължило захранването на шините на системата Тестер – 3У с напрежение от акумулаторите, лентата е продължавала да се върти и са се изтривали предшестващите записи. Аналогична може да бъде и причината за липса на звукозапис, където дължината на записа е за последните 30 min.

Записът на полета при който е възникнало авиационното произшествие на лентата на блок 2Т-3М възлиза на 20,9 min.

Системата Тестер – 3У е била включена при запускане на двигателя за осъществяване на полета. В Акта от изследването на бордните регистратори е отбелязано, че тъй като предоставените тарировъчни характеристики от оператора са от 21.04.1994 г. то те могат да имат различия от тарировъчните характеристики на датчиците в момента на авиационното произшествие. Регистрираните параметри са в

съответствие със списъка на тези параметри за вертолет Ка-32, но не са регистрирани следните параметри: приборна скорост, пътна скорост, надлъжна съставляваща на скоростта, напречна съставляваща на скоростта, вертикална съставляваща на скоростта, обща стъпка на носещия винт, положение на педалите. Характерът на запис на параметрите „Положение на ръчката за управление на двигател 1”, „Ниво на вибрации на двигател 1” „Сумарен запас на гориво” не съответства на фактическите значения. Тъй като системата „Тестер – 3У не регистрира астрономичното време в графици от дешифровката се фиксира времето от началото на включване на регистратора – 00:00:00 (часове:минути:секунди).

В 00:02:20 екипажът придвижва ръчка „Стъпка-газ” до 19^0 и започва изпълнение на контролно висене и излитане. Полетът продължава 18,5 min и се извършва на височини не по-големи от 1500 m. Еднократни команди, свидетелстващи за откази на авиационната техника до началото на развитието на аварийната ситуация не са регистрирани.

В интервала от време от 00:19:57 до 00:20:21 екипажът изпълнява зависване за загребване на вода от изкуствения водоем. При това значенията на записваните параметри са в допустимите норми.

След това екипажът в продължение на 17,5 s премества ръчката „стъпка-газ” до 26^0 , след което в момента от време 00:20:39 става скокообразно изменение на следните параметри:

Повишаване на „Ниво на вибрации на двигател 2” (десен двигател) от 13 на 91 mm/s (при максимално допустима стойност 60 mm/s);

Падане на „Налягане на въздуха зад компресора на двигател 2” от 7,38 на 1,39 kg/cm²;

Падане на „Температура на газовете пред турбината на двигател 2” от 900 на 652 °C.

В 00:20:45 системата Тестер – 3У регистрира еднократна команда „ниско налягането на маслото на изхода от двигател 2”.

Съвместното изменение на горепосочените параметри може да се свърже с разрушаване на елементи от проточната част на двигателя, което в последствие беше установено при извършен оглед с помощта на бороскоп.

Една секунда по-късно в 00:20:46 вертикалното претоварване се изменя рязко от $N_y=1,11$ на $N_y=3,31$. Височината в този момент е $H_r=4$ m, а курсовия ъгъл 280^0 (момента на сблъсъка на вертолета с брега на водоема).

В 00:20:49 записаната височина е 0 m, регистрирана е еднократна команда „превключвателят на стоп-крана на двигател 2 е в положение затворено”.

Регистрацията на полетните параметри е прекратена в момента от време 00:20:53.

Графици на изменението на записваните параметри от системата „Тестер – 3У” са показани в Приложение 2.

1.12. Сведения за удара и отломките

Вертолетът се удря в скалите при опит на КВС за аварийно кацане. Кацането не е реализирано. От схемата за удара и отломките, показана на фиг. 23 от Приложение 1 и от показаните снимки в същото приложение се вижда, че вертолетът среща скалата на брега с десен наклон около 15^0 , наклон по тангаж $8-10^0$ и около 3 m по-ниско от площадката определена за кацане. Първо се удря с предния колесник, който се откъсва и пада във водата. Последователно следва удар с долната част на пилотската кабина и с носещите винтове, които напълно се разрушават и разлитат в различни посоки. Отломки от тях, обтекател и стъкла от аеронавигационни светлини бяха намерени на брега след източване водата на язовира. По конструкцията на тялото и колоната на носещите винтове са нанесени

значителни повреди. Напълно са разрушени остъкленията на пилотската кабина, светлинния маяк, фара за кацане и част от радиооборудването, монтирано в долната част на пилотската кабина. В момента на удара попадат парчета от скалата и от витлата във входното устройство на десния двигател и повреждат една от лопатките на направляващия апарат. След накланяне на вертолета на дясно и назад той потъва във водата. От удара в дъното са повредени опашните плоскости, конструктивната цялост на възлите за закрепване на вертикалните кормила, антената на радиобуя и има остатъчни повреди по опашната греда. Подробно възникналите повреди са описани в параграф 1.3.

1.13. Медицински и патологични сведения

Бордния оператор (механик) е с фрактура на ключицата на лявата ръка. Няма последствия за пилотите и двамата пътници.

1.14. Пожар

След направения оглед Комисията констатира, че няма данни за възникнал пожар.

1.15. Фактори на оцеляването

Вследствие на удара и падането на вертолета назад във водата, плъзгащите се лява и дясна врати на пилотската кабина изпадат във водата, което осигурява възможност на командира и втория пилот да напуснат пилотската кабина след като се освобождават от предпазните колани.

Бордният оператор и двете лица в транспортната кабина напускат вертолета през товарния люк, разположен на левия борд на транспортната кабина, като люкът е отворен по нормалния начин чрез плъзгане назад. Люкът не е изхвърлян аварийно. Съгласно обясненията на бордния оператор, той е направил няколко неуспешни опита да отвори вратата на товарната кабина по нормалния начин и на третия или четвъртия път е успял да я отвори и е напуснал вертолета. Конструкцията на люка на транспортната кабина, начина, по който се отваря (чрез плъзгане назад) и начина, по който вертолетът е паднал във водата са спомогнали за бързото и своевременно напускане на вертолета от бордния оператор и двете лица от транспортната кабина. Аварийният изход в задната дясна част на транспортната кабина на вертолета не е бил използван при напускането на ВС.

Комисията констатира, че по време на изпълнението на полета на борда на вертолета е имало пет броя спасителни жилетки АСЖ-63П, които не са били използвани от членовете на екипажа и другите лица на борда на вертолета.

Всички лица на борда на вертолета са използвали поясни предпазни колани, които са ги предпазили от получаването на по-тежки наранявания вследствие на удара на вертолета в брега и падането му във водата.

Комисията установи липса на подходящо работно облекло на екипажа при което КВС пилотира обут с чехли.

На мястото на авиационното произшествие комисията констатира, че предпазните колани на екипажа на вертолета и на пътниците в транспортната кабина са с ненарушена цялост.

Вследствие на разрушаването на дясна носова стойка на колесника е разрушена предна дясна част на пилотската кабина, деформиран е пода на кабината и е разрушено закрепването на дясна пилотска седалка.

Всички членове на екипажа и двете лица в кабината са се спасили самостоятелно с плуване.

По сведения на екипажа първа медицинска помощ им е оказана от пристигнали жители на намиращия се на около 2 km град Гьомбе, които са ги откарали до най-близкото медицинско заведение. След това всички членове на екипажа и намиращите се две лица на борда на вертолета са откарани за медицински изследвания в болницата на гр. Анталия.

1.16. Проведени изпитания и изследвания

За целите на техническото разследване са проведени:

- изследване мястото на авиационното произшествие, състоянието на вертолета и двигателите, като бе направено възстановяване на полета от зависването над водата до удара в скалистия бряг след опита за аварийно кацане;
- оглед и фотографиране на тялото и носещата система на вертолета;
- дешифриране и анализ на записите от средствата за обективен контрол „ТЕСТЕР-3У” и „МАРС-БМ”;
- частично разглобяване на отделни възли и агрегати от десния двигател;
- бороскопен контрол на състоянието на газовъздушния тракт на десния двигател;
- проучване на документацията за поддържането на летателната годност на вертолета;
- проведена е беседа с екипажа на вертолета;
- логико-вероятностен анализ на възможните причини за авиационното произшествие.

2. Анализ

2.1. Анализ на последователността от събития довела до възникване на авиационното произшествие и факторите оказващи влияние върху събитията.

В съответствие със записа на средствата за обективен контрол в 00:19:57 h след запуска на двигателите, вертолета зависва над водната повърхност на язовир „Чайбогази”. Потопява във водата „бамби-бакета” за напълване. След напълването му бордния оператор докладва, когато „бамби-бакета” е на 2 m над водната повърхност и КВС взема решение за изпълнение на разгон на скорост с едновременен набор на височина. До този момент средствата за обективен контрол не са фиксирали отклонения на параметрите на полета от нормалните. Членовете на екипажа също не са забелязали такива. Три секунди след това, в 00:20:38 h, КВС констатира падане на теглителната сила на носещите винтове екипажът чува силен нехарактерен метален шум в областта на двигателите с последващо скокообразно повишаване на вибрациите. Светва червена лампа ЦСО съпроводена със звуков сигнал. След като констатира падане на теглителната сила на носещите винтове КВС енергично променя курса на полета до 280⁰ към брега на язовира. Вятърът в дефилето е поривист със стойности по-големи от 10-12 m/s и осезателно е повлиял на устойчивостта и управляемостта на вертолета, тъй като е страничен по посока на полета.

Анализирайки записите на бордния регистратор на параметрите и резултатите от огледа и бороскопния контрол на десния двигател, комисията констатира че в този момент е възникнал отказ на десния двигател, който за екипажа носи внезапен характер. Отказът се проявява като рязко падане на мощността на двигателя и увеличаване на вибрациите над допустимите норми. Отказът на двигателя променя условията на полета, които от нормални стават сложни. Полет при такива условия се разглежда в параграфи 5.1 и 5.2 на РЛЕ на вертолета. Силните вибрации, специфичността на условията в момента на отказа и ограниченото време за ориентиране във възникналата ситуация възпрепятстват екипажа да предприеме адекватни действия, което превръща условията на полета от сложни в аварийни.

Анализът на възникналата ситуация е затруднен поради липса на записи в полетния регистратор на параметрите за приборна скорост, пътна скорост, надлъжна съставляваща на скоростта, напречна съставляваща на скоростта, вертикална съставляваща на скоростта, обща стъпка на носещия винт, положение на педалите. Не се включва по време на полета ДИСС, свалени са дори стопяемите предпазители на същия, което прави невъзможно регистрирането на първите пет от посочените по-горе параметри от системата „Тестер – 3У”. На самата система не е извършвано техническо обслужване и тарировка на параметрите.

КВС не идентифицира като причина за възникналата сложна ситуация отказа на десен двигател. В момента на възникване на отказ на десния двигател, левият двигател е на излетен режим. Високите вибрации на десния двигател оказват значително влияние на вибрациите на конструкцията на ВС, а оттам и на приборното табло, което затруднява командира в своевременна оценка на възникналата сложна и в последствие аварийна ситуация. Той в 00:20:39 h намалява общата стъпка за около 1 s за да облекчи режима на работа на носещия винт. Давайки десен крак той променя курса до 280° към десния бряг на язовира. Увеличава общата стъпка на НВ от 25° за 4 s до 31° с цел запазване хоризонталното положение на вертолета. КВС прави няколкократно опита с бутона на лоста за управление да изхвърли водата от „бамби-бакет“, но поради намаляване на височината на полета това е без ефект, тъй като „бамби-бакет“ е бил вече във водата. В следващите 5-6 s поради почти максималната стъпка и „преотежняване“ на НВ и потъващия „бамби-бакет“, вертолетът намалява височина на полета до 3-4 m. За времето на записа от 00:20:40 h до 00:20:45 h командирът на вертолета не използва бутона за аварийно освобождаване от товара с отваряне на затвора „ДГ-65“ (Предпазителят на същия не е оцветен в червен цвят) или бутона за аварийно отстрелване на цялата система за външно окачване. От регистрираните записи в този период от време за крен, тангаж и височина може да се направи изводът, че вертолетът е трудно управляем. Поради факта, че „бамби-бакет“ е във водата, независимо, че е отворена клапата, същия оказва силно съпротивление и влияе на постъпателната скорост на вертолета, и той долита до брега с принижение около 2-3 m. В 00:20:46 h десния двигател е в процес на самоизключване, левият двигател е на излетен режим, вертолета е с принижение няколко метра под нивото на брега с постъпателна скорост около 15-20 km/h и с десен наклон около 15° се удря в скалата. В този момент се регистрира вертикално претоварване 3.31 единици от удар в брега.

Следвайки детайлно хронологията по текущо време на регистрираните от средствата за обективен контрол параметри е необходимо да се отбележи, че индикациите на приборното табло в пилотската кабина, светлинната и звукова сигнализация, нехарактерния метален шум и скокообразното повишаване на вибрациите до много високи стойности за една секунда е достатъчно условие КВС да вземе решение аварийно да освободи вертолета от система за външно окачване заедно с товара. Това би намалило съпротивлението и теглото и би осигурило вертикален градиент на скоростта.

След удара в брега вертолетът пада във водата, а членовете на екипажа и турските представители го напускат без сериозни наранявания.

2.2. Анализ на факторите довели до отказ на десния двигател.

Както беше отбелязано отказът на десния двигател се проявява като почти скокообразно падане на мощността на двигателя и увеличаване на вибрациите над допустимите норми. Като се имат предвид графици от Рис. 3 и Рис. 4 на Приложение 2 и резултатите от извършеното частично разглобяване и бороскопен контрол на двигателя може да се предположи, че в този момент са се разрушили и разлетели бандажите на лопатъчните венци на работните лопатки на първите стъпала на турбината, което вероятно екипажът чува като силен нехарактерен звук, наподобяващ скъсване на метално въже. Липсата на бандажи на тези стъпала е видно от фиг. 15, фиг. 16 и фиг. 17. Възниква дисбаланс на роторите на турбокомпресора и на свободната турбина. Този дисбаланс предизвиква рязкото увеличаване на вибрациите на двигателя и вертолета като цяло. Рязко пада мощността, развивана от турбините. Падането на мощността на турбината на турбокомпресора и вероятното наличие на парчета от бандажите на работните лопатки довежда до рязко затормозяване на ротора на турбокомпресора и интензивно, в границите на 1 секунда, падане на оборотите на турбокомпресора. Това предположение се потвърждава от факта, че за тази 1 секунда налягането на изхода от компресора на десния двигател пада от $7,38 \text{ kg/cm}^2$ на $1,39 \text{ kg/cm}^2$, което се вижда от рис. 3 от Приложение 2. Падането на налягането продължава и в следващите три секунди то става равно на атмосферното. Двигателят се е самоизключил, поради нефункциониране на ротора на

турбокомпресора. Пет секунди след възникване интензивните вибрации е записана еднократна команда „Ниско налягане на маслото на входа в десния двигател”. Това е показател, че в резултат на възникнали вътрешни разрушения в двигателя е изтекло маслото. Тези разрушения вероятно са резултат от възникналия дисбаланс на ротора на турбокомпресора. Интензивното намаляване на температурата след почти скокообразното падане на налягането е свързано с рязкото изменение на честотата на въртене на ротора на турбокомпресора, който върти нагнетателната част на помпата регулатор, което довежда до интензивно намаляване на разполагаемия разход на гориво.

Какви могат да бъдат причините за разрушаване на бандажите на работните лопатки на турбините?

На лопатките действат големи центробежни и газови натоварвания в условията на повишени температури. Характерни за турбинните лопатки са и високите температурни напрежения, които носят цикличен характер при изменение на режимите на работа. Центробежните и газови натоварвания, съчетани с високи температури, непревишаващи максимално допустимите стойности, могат да предизвикат разрушаване при излизане на ротора на турбокомпресора на честоти на въртене, превишаващи максимално допустимата. В системата за регулиране има предвидена блокировка, предпазваща турбокомпресора от излизане на такива честоти. По данните от средствата за обективен контрол и по данните от обясненията на екипажа няма основание да се смята, че към момента на възникване на отказа роторът на турбокомпресора е работил при честота на въртене превишаваща максимално допустимата. Следователно центробежните натоварвания не са превишавали допустимите.

Повишените температури могат да предизвикат разрушаване на работните лопатки на турбината при честоти на въртене в рамките на допустимите. За този двигател, в съответствие със записаното в параграф 1.6.2, се ограничава температурата на излетен режим до 990⁰С, а на максимален продължителен режим до 955⁰С. Няма данни от извършваните при техническото обслужване проби на двигателя и от записите за параметрите на полета, показани на рис.1 и рис. 2 от Приложение 2, за превишаване на тези температури. Заслужава обаче да се отбележи факта за несистемно записване от оператора на параметри от проби на двигателите. В глава 14 на формуляра на двигателя „Контрол параметров” са записани само четири проби, по една респективно 2000, 2001, 2003 и 2004 години. Както беше посочено в параграф 1.6.1 към комплекта от документи изпълнени при последното техническо обслужване на вертолета на 27.08.2006 г. няма работна карта със замерени параметри при проба на силовата установка. В бордния дневник използван от оператора не се записват параметрите на двигателите при извършените проби на предполетния преглед от екипажа и не се използват средствата за обективен контрол при отсъствие на записи в бордния дневник за контрол на тези параметри.

Максимално допустимата температура 990⁰С се ограничава и от системата за регулиране на двигателя. Няма данни за сработване на регулатора на максимално допустимата температура. При първоначалния оглед на вертолета на мястото на събитието бяха констатирани следните показания на указателите на температурата:

- десен двигател	1240 ⁰ С;
- ляв двигател	785 ⁰ С;
- спомагателен енергиен агрегат	380 ⁰ С.

На фиг. 7 от Приложение 1 е показана снимка на указателят на температурата на основните двигатели. Като резултат от съпоставянето на тези показания със записите на бордния регистратор на параметрите, показани в Приложение 2, особено като се има предвид, че по време на събитието СЕА е изключен, комисията приема за достоверни записите на температурата на изгорелите газове пред турбината направени на бордния регистратор на параметрите.

От изложеното до тук може да се направи извода, че разрушенията в двигателя не са възникнали като резултат от превишаване на максимално допустимите стойности на честотата на въртене на ротора на турбокомпресора и температурата на изгорелите газове пред турбината.

Разрушаване на ротора на турбокомпресора турбина може да бъде предизвикано и от възникване на едно от двете явления на неустойчива работа на газотурбинния двигател – помпажен срив или помпаж. Записите на параметрите на двигателя от бордния регистратор на параметрите показани на рис. 1 и рис. 3 от Приложение 2 не дават основание да се предполага за възникване на едно от тези явления.

Причина за разрушаване на бандажите на работните лопатки на турбината на двигателя могат да бъдат още прегаряния и разрушения свързани с влошено охлаждане на горещия газовъздушен тракт на двигателя, нарушаване на разпръскването на горивото от форсунките и възникване на явления от вида на факелене на форсунките, неизправности в системата за автоматично регулиране на режимите на работа на двигателя, циклична умора на материала, случайни фактори, като например попадане на чужди предмети в газовъздушния тракт на двигателя, неспазване на експлоатационните ограничения при запуск на двигателя. Обстойното изследване на всички тези възможности изисква оборудване и средства с каквито комисията по разследване не разполага, но по-долу ще бъдат изложени направените констатации от комисията при тяхното разглеждане.

Беше разгледана възможността за възникване на прегаряне, топене и пукнатини по елементите от горещия газовъздушен тракт на двигателя като резултат от влошено охлаждане. Тази възможност се благоприятства от високите температури през този период на годината в района на Анталия, където оперира вертолета. Извършеният оглед на тръбопроводите за подвеждане на охлаждащ въздух към турбината не установи отклонения от техническите изисквания, с изключение на наличие на протриване, което обаче не е довело до пробиване на тръбопровода.

При направения бороскопен контрол бяха направени снимки на горивни форсунки. Външния вид на същите, показан фиг. 21, фиг.23 и фиг. 23 от Приложение 1, предполага възможност за изкривяване на конуса на разпръскване. За доказване на това обаче е необходимо изпитание на форсунките на стенд.

Както беше посочено в параграф 1.6.1 на 26.08 и 27.08.2006 г. при извършване на техническо обслужване на вертолета е заменена помпата регулатор НР-ЗВМА на десния двигател. Обстоятелствата по замяната на помпата са описани подробно в параграф 1.6.1. Тук е необходимо да се отбележи, че за периода от 19.08 до 26.08.2006 г. вертолета е летял 57:46 часа и е изпълнил 35 полета с посочените в параграф 1.6.1 отклонения във функционирането на десния двигател. Причина за посочените отклонение е разрегулиране на възела на помпата, който осигурява изпълнение на програмата $n_{т.к.} = \text{const}$, при което разхода на гориво на режим на „малък газ” и режими до начало на автоматично регулиране е по-голям от необходимия. Това е свързано с увеличаване на температурата на изгорелите газове пред турбината на тези режими и намаляване на коефициента на запас на устойчивост на компресора. Изложеното може да бъде причина за възникване на локални прегрявания и пукнатини по лопатките, които в определен момент могат да предизвикат загуба на конструктивната цялост. В бордния дневник на вертолета не са отбелязвани откази или неизправности между последните две базови технически обслужвания, в това число и по системата за автоматично регулиране на режимите на работа на двигателя.

Във връзка с цикличната умора на материала е необходимо да се отбележи, че при извършване на работи по гасене на пожари, когато в рамките на един полет се изпълняват 5-7 цикъла на зареждане и изхвърляне на водата от бамби-бакета

съответно толкова пъти е по-голям броя на циклите на натоварване на двигателя в сравнение с тези при рутинен полет. В параграф 1.6.1 подробно е разгледан въпроса с ресурсното осигуряване на двигател ТВ3-117ВМА, монтиран като десен двигател на вертолет Ка-32АО, рег. LZ-MOZ. В съответствие със записаното двигателят е превишил определеният му в съответствие с одобрената от ГД „ГВА” „Програма за техническо обслужване на вертолети Ка-32АО експлоатирани от авиокомпания „Скорпион Еър”” ресурс до първи капитално възстановителен ремонт с 7:31 часа.

АО съвместява функциите на борден оператор пожари и техническо лице отговорно за линейното техническо обслужване на вертолета. Това е свързано с претоварване на лицето, което изпълнява тези дейности и създава условия за допускане на пропуски, особено в дните когато то участва и в извършване на базово техническо обслужване.

При извършения външен оглед и бороскопен контрол на компресора на двигателя беше констатирано деформиране на една от лопатките на входния направляващ апарат и наличие на парчета от скална маса и парчета от обшивката на лопатите на винта в проточната част. Тези парчета и деформацията на лопатката вероятно са резултат от удара на вертолета в скалистия бряг и разрушаване на носещите винтове. Тяхното наличие не е свързано с видими повреди по въздушния тракт и особено по лопатките на последните два изправящи апарати.

Максимално допустимата температура на двигателя в процес на запуск се определя като функция от температурата на околния въздух с графика на рис. 501 от Ръководството за техническа експлоатация на двигател ТВ3-117, книга 3. Липсват записи в експлоатационната документация от които да може да бъде оценен характера на изменение на тази температура. Не се дешифрират и съхраняват и записи от бордния регистратор на параметрите.

Като се има предвид изложеното до тук като най-вероятна причина за възникналите разрушения в двигателя може да се посочи нарушаването на нормалната работа на помпата регулатор, комбинирано с възможни нарушения на характеристиките на разпръскване на форсунките в условията на натрупан значителен брой цикли на натоварване.

3. Заключение

Проведеното техническо разследване, резултатите от направените изследвания и направения анализ дават основание на комисията да направи извода, че авиационното произшествие е резултат от следната:

Основна причина:

Внезапен отказ на двигател №2 на вертолета, съпроводен със силни вибрации и падане на оборотите на носещия винт.

Съпътстваща причина:

Екипажът не изхвърля аварийно външния товар посредством натискане на бутон „АВАРИЙНЫЙ” на лоста „стъпка-газ”.

Непосредствена причина:

Разрушаване на лопатъчните венци на турбинните стъпала на двигател ТВ3-117ВМА, монтиран като десен двигател на вертолет Ка-32АО, рег. LZ-MOZ.

По време на разследването бяха открити и следните нередности:

1. Не се записват в работната документация на вертолета констатирани откази и неизправности.

2. Не се документират работи извършени с цел отстраняване на възникнали откази и неизправности.

3. „Програма за техническо обслужване на вертолети Ка-32АО експлоатирани от авиокомпания „Скорпион Еър”” не отчита прилагането на бюлетин №Н78М-117БЭ-АБ на производителя на двигателите.

4. Превишаване на ресурса на двигателите ТВ3-117ВМА определен от „Програма за техническо обслужване на вертолети Ка-32АО експлоатирани от авиокомпания „Скорпион Еър““, одобрена от ГД „ГВА“.

5. Извършване на замяна на агрегати с такива с изтекъл ресурс.

6. Действащата Програма за техническо обслужване на вертолети Ка-32АО, експлоатирани от авиокомпания „Скорпион Еър“, не включва базово обслужване на системата за записване на параметрите на полета „Тестер – 3У“.

7. Последната ревизия на Програма за техническо обслужване на вертолети Ка-32АО експлоатирани от авиокомпания „Скорпион Еър“, одобрена от ГД „ГВА“ на 25.08.2006 г. изключва извършването на следните форми за ТО - форма 10±1 летателни часа, форма 25±5 летателни часа и форма 50⁺¹⁰₋₅ летателни часа.

8. Образецът на бордния дневник, използван на вертолет Ка-32АО, рег. LZ-MOZ, не съответства на този посочен в приложение към „Ръководство за контрол върху техническото обслужване на авиокомпания „Скорпион Еър““.

9. Не е оставен образец от бордния дневник за полетите, провеждани на 27 и 28 август 2006 г. на земята.

10. Не се правят записи на параметрите на двигателите в техните формуляри и не се използват записи от средствата за обективен контрол за контрол на състоянието на същите.

11. АО извършва базово техническо обслужване на места, които не са одобрени от ГД „ГВА“ като база за техническо обслужване.

12. По време на базово техническо обслужване вертолет Ка-32АО, рег. LZ-MOZ, изпълнява полети. Документацията за базовото обслужване и за допускане до полети не се оформя в съответствие с изискванията на „Програма за техническо обслужване на вертолети Ка-32АО експлоатирани от авиокомпания „Скорпион Еър““.

13. При последното техническо обслужване, заверено на 27.08.2006 г., е записано и изпълнение на Форма 100, но в документите по обслужването няма работни карти за тази форма.

14. Не се дешифрират и не се съхраняват записите от средствата за обективен контрол на вертолет Ка-32АО, рег. LZ-MOZ.

15. На вертолет Ка-32АО, рег. LZ-MOZ, е изключен ДИСС, като са свалени стопяемите предпазители, по тази причина не се записват от системата „Тестер – 3У“ следните параметри: приборна скорост, пътна скорост, надлъжна съставляваща на скоростта, напречна съставляваща на скоростта, вертикална съставляваща на скоростта.

16. Липсва червена маркировка на капачката на бутон „Аварийный“ на ръчката за общата стъпка на носещите винтове.

17. Не е отразено демонтирането на педала за аварийно изхвърляне на товара в работната документация.

18. Допуска се експлоатация на помпа регулатор НР-3ВМА на десния двигател в продължение на 57:46 часа с констатирана неизправност.

19. Липсва подходящо работно облекло на екипажа при което КВС пилотира обут с чехли.

20. КВС няма отметка в свидетелството за летателна правоспособност FF(H) „Fire Extinguishing from the air with helicopter“ „Гасене на пожари от въздуха с вертолети“.

21. В Ръководството за провеждане на полетите на АО „Скорпион Еър“ не се дава процедура за гасене на пожари със система „бамби-бакет“.

22. От 1994 не е извършвана тарировка на системата за записване на параметрите на полета „Тестер – 3У“

23. Екипажът напуска вертолета, без да изключи пожарните кранове и електрическото захранване от акумулатора.

24. Пропуски в системата за контрол на качеството на оператора.

25. ГД „ГВА” одобрява „Програма за техническо обслужване на вертолети Ка-32АО експлоатирани от авиокомпания „Скорпион Еър” с посочените в точки 3, 4, 6 и 7 недостатъци.

26. ГД „ГВА” не осъществява контрол на авиационния оператор „Скорпион Еър” относно изпълнение на базовото техническо обслужване в определените бази.

27. ГД „ГВА” издава Удостоверение за летателна годност на вертолет Ка-32АО, рег. LZ-MOZ, в което е записана максимална излетна маса, превишаваща с 1500 kg тази, която е записана в РЛЕ на вертолета.

Като има предвид изложеното до тук комисията предлага предприемането на следните

ПРЕПОРЪКИ ЗА БЕЗОПАСНОСТ:

В процеса на разследване с писмо с изходящ № 10-01-124/08.09.06 г. до Главния директор на ГД „ГВА” бяха препоръчани следните незабавни мерки за безопасност:

1. Екипажът на вертолет Ка-32АО, рег. LZ-MOZ, да бъде спрян от полети до изясняване на причината за възникване на авиационното произшествие.

Като има предвид резултатите от извършваното разследване комисията с факс да авиационния оператор „Скорпион Еър” от 21.09.2006 препоръча за незабавно изпълнение следните мерки за безопасност:

1. Да се извърши еднократен визуален оглед на състоянието на газовъздушния тракт на двигателите на вертолети Ка-32, експлоатирани от авиационен оператор „СКОРПИОН ЕР” ЕООД, като особено внимание се обърне на състоянието на свободната турбина. Извършената проверка да се запише във формулярите на двигателите.

2. Да се извърши пълна проба на двигателите със записване на параметрите от пробата във формулярите на двигателите.

3. При изпълнение на процедура за вземане на вода от големи водни обеми (язовири), екипажът задължително да изпълнява полета със спасителни жилетки.

Като има предвид резултатите от извършеното разследване комисията препоръчва и следните мерки за безопасност:

1. Авиационния оператор „Скорпион Еър” да коригира „Програма за техническо обслужване на вертолети Ка-32АО експлоатирани от авиокомпания „Скорпион Еър””, като отчете направените забележки в точки 3, 4, 6 и 7 на изброените по-горе нередности и представи коригираната програма в ГД „ГВА” за одобрение до 1 месец от датата на връчване на окончателния доклад.

2. Авиационният оператор „Скорпион Еър” да прецени работата на отдел СУК на ОТО така, че да осигури функционирането му да изключва нередности като тези посочени в точки от 1 до 18. Преоценката да се извърши в писмен вид и в едномесечен срок след връчване на доклада да бъде представена в ГД „ГВА” и СЗРАС.

3. При изпълнение на специализирани полети Авиационния оператор „Скорпион Еър” да осигурява подходящо работно облекло и обувки на екипажите.

Срок за изпълнение непрекъснат.

4. Екипажът на вертолета да се допусне до полети след полагане на изпит по раздели 2, 3, 4а, 5 и 6 на Ръководство по летателна експлоатация на вертолет Ка-32АО. Изпитът да се проведе от отдел „Летателна експлоатация” на ГД „ГВА”.

Срок за изпълнение един месец след връчване на окончателния доклад.

5. При извършване на полети за гасене на пожари авиационният оператор „Скорпион Еър” да не съвместява функциите на борден оператор пожари и техническо лице отговорно за линейното техническо обслужване на вертолета.

Срок за изпълнение непрекъснат.

6. ГД „ГВА” да оцени работата и компетентността на ръководния състав на ОТО

„Скорпион Еър” и предприеме мерки за осигуряване изпълнение на задълженията на същия по осигуряване на безопасността на полетите.

Срок за изпълнение един месец след връчване на окончателния доклад.

7. ГД „ГВА” да разработи експлоатационно указание с което да задължи авиационните оператори, експлоатиращи вертолети с двигатели ТВ3-117, при прилагането на бюлетин №Н78М-117БЭ-АБ за удължаване на ресурса на двигателите да извършват бороскопен контрол на горещия газовъздушен тракт.

Срок за изпълнение два месеца след връчване на окончателния доклад.

8. ГД „ГВА” да преразгледа Наредба № 1 от 16.01.2003 г. за свидетелствата за правоспособност на авиационния персонал в частта за издаване на свидетелство за правоспособност на борден оператор (F/OL) и конкретизира видовете бордни оператори на вертолети при изпълнение на специални дейности (пожари, медицинска дейност, геоложки проучвания, строително-монтажни работи и др).

Срок за изпълнение два месеца след връчване на окончателния доклад.

Комисията благодари за оказаната помощ при провеждане на разследването на Междудържавния авиационен комитет на Русия и Главна дирекция „Гражданска авиация” на Република Турция.

На 21 декември 2006, в съответствие с изискванията на чл. 19, ал. 2, на Наредба № 13 от 27.01.1999 г. за разследване на авиационни произшествия, беше изпратен проект на този доклад до Междудържавния авиационен комитет на Русия, Главна дирекция „Гражданска авиация” на Република Турция и Главна дирекция „Гражданска въздухоплавателна администрация” на Република България. В определения от точка 6.3 на Приложение № 13 към Чикагската конвенция шестдесет дневен срок до Комисията по разследване на авиационното произшествие пристигна писмено становище само от страна на Главна дирекция „Гражданска авиация” на Република Турция. С това становище Главна дирекция „Гражданска авиация” на Република Турция изказва одобрение на предложението Окончателен доклад, прави някои редакционни бележки върху английският текст на доклада, основно свързани с изписване на турските имена и предлага към доклада да бъде направено приложение в което да бъдат включени копия от следните документи:

- а) Удостоверение за летателна годност на ВС;
- б) Удостоверение за регистрация на на ВС;
- в) Лицензите на пилотите;
- г) Сертификати за медицинска годност на пилотите;
- д) Свидетелство за авиационен оператор;
- е) Удостоверение за допускане до експлоатация от последното техническо обслужване.

ж) Техническият акт от разчитането на FDR&CVR.

Комисията за разследване на авиационното произшествие приема препоръката на Главна дирекция „Гражданска авиация” на Република Турция, като включва към Окончателния доклад Приложения 3 в което се включват копия на посочените по-горе документи с изключение на тези посочени в подточки „в” и „г”, тъй като тяхното публикуване в официалния доклад противоречи на изискванията на точка 5.12 от Приложение №13 към Чикагската конвенция.