

# ОКОНЧАТЕЛЕН ДОКЛАД

от

разследване на авиационно произшествие, реализирано на 09.09.2016 г. с вертолет ENSTROM 480, регистрационни знаци LZ-VID, в района на село Черна скала, област Кърджали, при прелитане за извършване на авиохимически работи.



2017 г.

## **Цел на доклада и степен на отговорност**

В съответствие с Анекс 13 на Чикагската конвенция за гражданско въздухоплаване от 07.12.1944 г., Регламент 996/20.10.2010 г. на Европейския парламент и на Съвета относно разследването и предотвратяването на произшествия и инциденти в гражданското въздухоплаване и Наредба № 13 от 27.01.1999 г. на МТ (последно изменение и допълнение от 22.01.2016 г.), разследването на авиационно събитие има за цел да се установят причините, довели до реализирането му, с оглед да бъдат отстранени и не допускани в бъдеще, **без да се определя нечия вина и отговорност.**

## СЪДЪРЖАНИЕ:

01	Списък на използваните съкращения.....	4
1	Увод.....	5
2	Фактическа информация.....	5
2.1	История на полета.....	5
2.1.1	Номер на полета, вид на полета, последен пункт на излитане, време на излитане и планиран пункт на кацане.....	5
2.1.2	Подготовка и описание на полета.....	6
2.1.3	Местоположение на авиационното събитие.....	6
2.2	Телесни повреди.....	7
2.3	Повреди на ВС.....	7
2.4	Други повреди.....	7
2.5	Сведения за персонала:.....	7
2.5.1	Екипаж на вертолет ENSTROM 480 с регистрационни знаци LZ-VID:.....	7
2.5.2	Информация за работното време и почивките:.....	7
2.6	Сведения за въздухоплавателното средство.....	8
2.6.1	Информация за летателната годност.....	8
2.6.2	Кратки сведения за техническите характеристики на вертолета.....	8
2.6.3	Информация за използваното гориво и неговото състояние.....	11
2.7	Метеорологична информация.....	11
2.8	Навигационни средства.....	11
2.9	Свързки.....	11
2.10	Информация за летището.....	11
2.11	Полетни записващи устройства.....	11
2.12	Сведения за удара и отломките.....	11
2.13	Медицински и патологични сведения.....	13
2.14	Пожар.....	14
2.15	Фактори на оцеляването.....	14
2.16	Проведени изпитания и изследвания.....	14
2.17	Информация за организацията и управлението.....	15
2.18	Допълнителна информация.....	15
3	Анализ.....	16
4	Заклучение.....	17
4.1	Изводи.....	17
4.2	Причини:.....	19
5	Препоръки за осигуряване на безопасността на полетите.....	19
	Приложение 1.....	21
	Приложение 2.....	35

## 01 Списък на използваните съкращения

АМНС	- Метеорологична наблюдателна станция;
АО	- Авиационен оператор;
АХР	- Авиохимически работи;
ВВВУ	- Висше военно въздушно училище
ВС	- Въздухоплавателно средство;
ГДГВА	- Главна дирекция „Гражданска въздухоплавателна администрация“;
гр.	- Град;
ДМРЛ	- Доплеров метеорологичен радиолокатор;
ДП РВД	- Държавно предприятие “Ръководство въздушно движение”;
ЗРПВВЖТ	- Звено за разследване на произшествия във въздушния, водния и железопътния транспорт;
КВС	- Командир на въздухоплавателно средство;
ЛЕ	- Летателна експлоатация;
МБАЛ	- Многопрофилна болница за активно лечение;
МВР	- Министерство на вътрешните работи;
МТИТС	- Министерство на транспорта, информационните технологии и съобщенията;
ПВП	- Правила за визуални полети;
РПП	- Ръководство за провеждане на полетите
с.	- Село;
САО	- Свидетелство за авиационен оператор;
САР	- Специализирани авиационни работи;
СЗРАС	- Специализирано звено за разследване на авиационни събития;
ТБД	- Технически борден дневник;
ТО	- Техническо обслужване;
ЦПИ	- Център за полетна информация;
ШЗО	- Школа за запасни офицери;
CPL (H)	- Commercial Pilot License (Helicopter);
GPS	- Глобална система за позициониране;
ICAO	- Международна организация за гражданска авиация;
UTC	- Универсално координирано време.

## 1 Увод

Дата и час на авиационното събитие: 09.09.2016 г., 10:45 h местно време (07:45 UTC).

### Уведомени:

Дирекция ЗРПВВЖТ и Главна дирекция „Гражданска въздухоплавателна администрация” при МТИТС на Република България, Европейска комисия и Европейска агенция за авиационна безопасност, Националният борд за безопасност в транспорта (NTSB) на САЩ и Международна организация за Гражданска авиация (ICAO).

На основание чл. 9, ал. 1 на Наредба № 13 от 27.01.1999 г., за разследване на авиационни произшествия (последно изменение и допълнение от 22.01.2016 г.), събитието се класифицира от СЗРАС към дирекция ЗРПВВЖТ на МТИТС като авиационно произшествие. Материалите за авиационното произшествие са заведени в дело № 07/09.09.2016 г. от архива на СЗРАС.

На основание чл. 5, ал. 1 от Регламент (ЕС) № 996/2010, относно разследването и предотвратяването на произшествия и инциденти в гражданското въздухоплаване, чл. 142, ал. 2, от ЗГВ на Република България от 01.12.1972 г. и чл. 10, ал. 1 от Наредба № 13 на МТ от 27.01.1999 г. за разследване на авиационни произшествия, със заповед № РД-08-451/29.09.2016 г. на министъра на транспорта, информационните технологии и съобщенията е назначена комисия за разследване във връзка с безопасността на авиационното произшествие.

Разликата между местно и универсално координирано време е +3 h. Всички времена в доклада са в местно време.

### Кратко описание на събитието:

На 09.09.2016 г. вертолет ENSTROM 480 с регистрационни знаци LZ-VID, прелита от временна летателна площадка край село Комунига, община Черноочене, до временна летателна площадка край село Бенковски, община Кирково. В землището на село Черна скала, община Черноочене, внезапно пада мощността на силовата установка с нарастване температурата на изходящите газове. Пилотът прави опит за принудително кацане на избрана от въздуха площадка, но вертикалната и постъпателна скорост на вертолета са високи. В резултат на сблъсъка със земната повърхност ВС се разрушава, пилотът получава сериозни наранявания.

### Непосредствената причина за реализиране на авиационното произшествие:

Удар на ВС в земната повърхност при опит на КВС за принудително кацане.

### Основната причина за реализиране на авиационното произшествие:

Отказ на двигателя свързан с рязко падане на мощността на изходния вал, поради механични разрушения на турбините и извършване на полета за прелитане на височини, не позволяващи избор от въздуха на подходяща площадка за принудително кацане при необходимост.

## 2 Фактическа информация

### 2.1 История на полета

#### 2.1.1 Номер на полета, вид на полета, последен пункт на излитане, време на излитане и планиран пункт на кацане

**Номер на полета:** За изпълнение на полетите за деня има заявен полетен план до ДП РВД. Номерът на полета са регистрационните знаци на вертолета LZ-VID.

**Вид на полета:** Полет за извършване на авиохимическа работа, пръскане на горски масив.

**Последен пункт на излитане:** временна летателна площадка край село Комунига.

**Време за излитане:** около 10:45 h местно време.

**Планиран пункт за кацане:** временна летателна площадка край село Бенковски, община Кирково.

### **2.1.2 Подготовка и описание на полета**

АО „Фортуна Еър“ ЕООД има сключен договор с „Лесозащитна станция“- Пловдив за пръскане на горски масив в Източните Родопи с цел борба с вредителя борова процесионка. За целта операторът определя вертолет Enstrom 480 с регистрационни знаци LZ-VID, сериен номер 5022, който да обработи горски масив в района на Кърджали с воден разтвор на инсектицидите димилин и акарзин. На 8-и септември 2016 г. пилотът, в качеството на КВС, излита в 7:30 h от базата на АО в Горна Оряховица за летателна площадка край с. Бенковски, община Кирково. Прелитането е осъществено с един полет и полетно време 1 час и 53 минути. На следващия ден, 9-и септември, в 06:55 h той се свързва с ЦПИ по телефона и активира полетен план за деня. Командирът излита в 07:02 h и в 07:40 h докладва в ЦПИ кацане на временната летателна площадка край с. Комунига, откъдето започва работа. Времето е слънчево, безоблачно и тихо. Полетите са групирани в няколко подхода с кацане за презареждане. Малко преди 10 h КВС приключва пръскането, оформя ТБД, дозарежда горивния резервоар със 120 литра керосин до общо количество 170 литра (300 либри по горивомер) и извършва предполетен преглед на вертолета. Малкото останал разтвор от химикала е планирано да се използва над неголям горски участък в района на село Калинка, близо до гр. Кърджали, при обратното прелитане за площадката до с. Бенковски. КВС запуска двигателя към 10:30 h, не констатира неизправности и излита в източен курс, позиционирайки вертолета към с. Черноочене, а след това се отправя с южен курс към Кърджали. Полетът е планиран да се осъществи по ПВП на височина 3000 ft AMSL (1000 m) при максимално превишение на терена от 684 m (фиг.1 от Приложение 1). Първата част на полета протича нормално, без особености. След около 7-8 min, на около 1 km от обекта за пръскане край с. Калинка, в района на с. Черна скала, пилотът внезапно почувства загуба на мощност, долавя нехарактерен шум в зоната на двигателя, наподобяващ стържене, поглежда приборите, показващи параметрите на двигателя и констатира ненормална работа на свободната турбина и винта - падане на честотата на въртене и рязко повишаване на температурата на изгорелите газове до 840°. В този момент ВС е на височина около 50 m над силно пресечен терен, пред него са крайните къщи на селото, скоростта е 80 km/h. Пилотът оценява ситуацията като критична и отклонява ВС наляво по склона. Той взема решение за аварийно кацане на малка поляна, използвайки способа „по самолетно“ (по негови думи). Заради голямата скорост и малката височина вертолетът няма време да влезе в режим на авторотация и след кратък низходящ полет следва съприкосновение със земната повърхност. Вследствие на удара ВС се разрушава, КВС изпада заедно със седалката недалеч от кабината, при което получава сериозни наранявания, но остава в съзнание. Непосредствени очевидци са 4-ма младежи, които се обаждат на спешен телефонен номер 112 и оказват първа помощ на пилота. На мястото на произшествието пристигат служители на МВР, Гражданска защита, Противопожарна служба и Спешна помощ. Пилотът е транспортиран в МБАЛ „Д-р Атанас Дафовски“, гр. Кърджали, пожарникарите отсъединяват акумулатора и остават в близост за недопускане на пожар, а полицаите обезопасяват и заграждат района на местопроизшествието в очакване пристигането на разследващи органи.

### **2.1.3 Местоположение на авиационното събитие**

Събитието е реализирано в светлата част на денонощието, около 10:45 h. Мястото на съприкосновение на ВС със земната повърхност е хълм, разположен западно от главния път Хасково – Кърджали, непосредствено след разклона за село Черна Скала. Координатите са 41°41'54" N, 025°21'51" E при надморска височина 569 m. Направлението на движение на ВС във въздуха по маршрута е 168°, като при събитието в снижение се отклонява в ляво по склона

и при приземяването направлението по земната повърхност е 143°. Снимка на местността с отбелязано мястото на събитието е показана на фиг. 2 от Приложение 1.

## 2.2 Телесни повреди

Телесни повреди	Екипаж	Пътници	Други лица
Смъртен изход	0	0	0
Сериозни	1	0	0
Отсъстват	0	0	0

## 2.3 Повреди на ВС

При извършения оглед се установи, че вертолетът е напълно разрушен и не може да бъде възстановен (фиг. 3 до 18 от Приложение 1). Повредите на възлите от конструкцията на същия са описани в параграф 2.12.

## 2.4 Други повреди

Не са установени.

## 2.5 Сведения за персонала:

### 2.5.1 Екипаж на вертолет ENSTROM 480 с регистрационни знаци LZ-VID:

#### Командир на ВС:

Мъж на възраст 51 години;

**Свидетелство за правоспособност** - CPL(H) – Enstrom 480, дата на първо издаване 27.12.2013 г., преиздадено 12.04.2016 г., валидно до 31.05.2017 г.;

#### Квалификационни отметки:

Пилот на ENF-480, валидност до 31.05.2017 г.;

Инструктор F1(H), валидност до 31.03.2019 г.;

Ограничено разрешение № 01 LCA за извършване на предполетен и следполетен преглед на ВС и всички системи като цяло с функции F.01. (Планово линейно ТО) – валидно до 31.03.2017 г.;

#### Извършени проверки:

Проверка техника на пилотиране и продължаване на квалификация F1 - извършена на 22.03.2016 г.;

**Свидетелство за медицинска годност** – клас - 1, дата на издаване 23.02.2016 г., валидност до 24.02.2017 г.;

#### Образование и обучение:

- 1983...1986 г. средно специално образование с придобита специалност „Пилот на вертолет“ в ШЗО към ВВВУ “Г. Бенковски“;

- 1988...1991 г. ВВВУ “Г. Бенковски“ - висше образование степен „Магистър“, специалност „Летец-пилот за гражданска авиация и експлоатация на авиационна техника“;

#### Летателен опит:

Общо пролетени часове по типове ВС:

- Вертолет Ми 2 – 4420 h за периода от 1984 г. до 2008 г.;

- Вертолет Enstrom 480 - 1300 h за периода от 2012 г. до 2016 г.;

Опит в АХР – 3 698 h за периода от 1986 г. до 2016 г.;

### 2.5.2 Информация за работното време и почивките:

Пролетени часове:

- за последните 24 часа: 2 h;

- за последните 7 дни: 4 h;
- за последните 90 дни: 65 h;

Време за почивка: преди началото на полета е почивал повече от 12 h.

Пилотът притежава необходимата квалификация и летателен опит за изпълнение на полетното задание. В допълнение той притежава удостоверение за допускане до извършване на работи по линейно техническо обслужване на вертолета.

## **2.6 Сведения за въздухоплавателното средство**

### **2.6.1 Информация за летателната годност**

Вертолет Enstrom 480, регистрационни знаци LZ-VID, сериен номер 5022, е произведен през ноември 1996 г. от Enstrom Helicopter Corporation - САЩ. Същият има валидно Удостоверение за регистрация № 2346, издадено от ГД ГВА на 01.09.2011 г. и Удостоверение за летателна годност № 2346, издадено на 01.09.2011 г., презаверено на 25.05.2016 г. и валидно до 24.05.2017 г.

Собственик на вертолета е АО „Фортуна Еър“ ЕООД с адрес на регистрация ул. „Цветарска“ № 2, гр. Велико Търново. Вертолетът е вписан в Свидетелството за авиационен оператор на „Фортуна Еър“ ЕООД, притежаващ сертификат за АО-САР № BG AW 437 с дата на първоначално издаване 17.01.2005 г., дата на подновяване 25.08.2016 г. и дата на валидност до 31.01.2018 г. В посочения сертификат типът на вертолета е записан като Enstrom 480В, а не като Enstrom 480, какъвто всъщност е вертолетът с регистрационни знаци LZ-VID.

От начало на експлоатацията (НЕ) вертолетът има общ нальот от 2275 h и 01 min.

Планерът на вертолета се експлоатира по състояние, по одобрена от ГД ГВА на 31.10.2011 г. програма за ТО. Последната ревизия на програмата за ТО е от 27.04.2016 г.

На вертолета е монтиран двигател Rolls Royce (Allison) тип 250-C20W, заводски № CAE845040, с наработени от началото на експлоатацията 2275 h и 01 min и 3444 цикли. Експлоатацията на двигателя се извършва в съответствие с одобрената програма за ТО, като ресурса на същия се отчита по модули. Към момента на реализиране на събитието ресурсът на отделните модули е в допустимите граници.

На вертолета са монтирани носещ и опашен винт, които са без ограничения на общия технически ресурс и се експлоатират в съответствие с одобрената програма за ТО. Редукторът на носещия винт е с междуремонтен ресурс от 600 h, а на опашния винт е 1000 h.

Последното техническо обслужване на планера и двигателя на вертолета е извършено от одобрена по част 145 организация за техническо обслужване „Фортуна Еър“ ЕООД на 11.08.2016 г. Същата притежава сертификат № BG.145-0437, издаден от ГД ГВА на 01.02.2010 г., с дата на последното изменение от 31.03.2016 г.

На 08.09.2016 г. КВС е извършил следполетен преглед на вертолета, отразен в ТБД № E 000203 без забележки.

Предполетният преглед и предполетната подготовка на вертолета в деня на реализиране на събитието е извършен от КВС към 09:40, съгласно програма за ТО Издание 4, Ревизия 4. Същият е отразен в технически борден дневник № E 000204 от 09.09.2016 г. без забележки.

Отчитайки изложеното по-горе, комисията приема, че към момента на възникване на авиационното събитие, вертолет Enstrom 480 с регистрационни знаци LZ-VID е летателно годен и е подготвен за изпълнение на полета.

### **2.6.2 Кратки сведения за техническите характеристики на вертолета.**

Enstrom 480 е пет-местен лек вертолет, производство на Enstrom Helicopter Corp. Вертолетът е с дължина 9,2 m, височина 2,9 m и диаметър на основния винт 9,7 m.

Максималната въздушна скорост на вертолета е 122 kt при максимална маса, на морско ниво. Далечината на полета е до 685 km. Максималната одобрена височина на полета е 3962 m (13000 ft). На вертолета е монтиран един турбовален двигател Rolls Royce тип 250-C20W с мощност 420 hp (313 kW), но ограничен за тази си модификация до 285 hp - за излетен режим в продължение на 5 min и 256 hp - на максимален непрекъснат режим. Пилотирането на вертолета се извършва от един пилот, заемащ лявата седалка. Аеробатични маневри над 90° по



крен и тангаж са забранени. Обемът на горивните резервоари е 340 l (два броя по 170 l). Вертолетът е оборудван със система за пръскане ISOLAIR 3900-480 с обем на резервоара 100 gal (378,5 l) и маса 191 lb (86 kg), като максималната въздушна скорост при монтирана такава система е ограничена до 85 kt (157,5 km/h).

Вертолетът трябва да се експлоатира с маса и центровка съгласно посочените ограничения в раздел 1 от Ръководството за експлоатация на вертолета. Съгласно ръководството, максималната излетна маса е 2850 lb (1293 kg) при опериране до височина до 13000 ft, а изместването на центъра на тежестта за тази маса е разрешен в границите на пределно предна 136,35 inch и пределно задна 141,5 inch. В раздел 6 на Ръководството са описани инструкциите и данните за пресмятане на различни комбинации на масата и центровката.

Масата на празен вертолет без инсталация за пръскане е 1819,39 lb (825,86 kg) съгласно данните от протокол за измерване на вертолета от 15.09.2015 г. Към тази маса се добавят:

- маса на инсталацията за пръскане съгласно данни на производителя - 191 lb (86,70 kg);
- маса на пилота - 198,4 lb (90 kg);
- маса на наличното гориво във вертолета преди полета - 300 lb (136 kg);
- маса на наличното количество вода в резервоара за пръскане - 88,2 lb (40 kg).

От получената сума се изважда масата на свалената преди полета дясна седалка - 25 lb (11 kg);

Като резултат излетната маса на вертолета за полета, при който е реализирано събитието, е 2572 lb (1167 kg), която е под максимално допустимата излетна маса. Изместването на центъра на тежестта на вертолета при горепосочената маса, съгл. раздел 6 от Ръководството за експлоатация на вертолета, е в допустимите граници.

Експлоатационни ограничения на вертолета, имащи отношение към реализираното събитие:

Минимален брой на членовете на екипажа – 1 пилот.

Експлоатационният диапазон на честотата на въртене на ротора на вертолетния винт е от  $334 \text{ min}^{-1}$  до  $385 \text{ min}^{-1}$ .

Минимално допустимата краткотрайна честота на въртене на ротора при отказ на двигателя или внезапно падане на мощността за извършване на принудително кацане е  $300 \text{ min}^{-1}$ . Това е преходна граница и пилотът трябва незабавно да предприеме коригиращи действия за запазване най-малко на честота на въртене  $334 \text{ min}^{-1}$ .

Въртящият момент на основната трансмисия на вертолета е ограничен в границите 60...67 psi по указател в продължение на 5 min, без да се надвишават 67 psi.

Двигателят, с който е оборудван вертолета, е Rolls-Royce 250-C20W - газотурбинен турбовален двигател със свободна турбина, осоцентробежен компресер и противотокова горивна камера. Конструкцията на двигателя включва четири модула: компресорен модул, модул на горивната камера, турбинен модул и модул на редуктора за мощност и принадлежности.

На двигателя при неговата експлоатация се налагат следните ограничения:

Ограничения на температурата на изтичащите газове:

- $927^{\circ}\text{C}$ , максимално допустима температура при пускане на двигателя за не повече от 1 s;
- $843^{\circ}\text{C}$ , максимална температура при пускане на двигателя за не повече от 10 s;
- $810^{\circ}\dots 843^{\circ}\text{C}$ , допустим температурен диапазон за не повече от 6 s по време на промяна на мощността;
- $810^{\circ}\text{C}$ , максимална допустима температура при пускане и на излетен режим за не повече от 5 min;
- $737\dots 810^{\circ}\text{C}$ , температурен диапазон на работа на двигателя с повишено внимание на пилота за не повече от 5 min;
- до  $737^{\circ}\text{C}$ , температурен диапазон на режим на непрекъсната работа на двигателя.

Ограничения на честотата на въртене на ротора на турбокомпресора N1, по показания на указателя:

- 106 %, максимално допустима честота на въртене;
- 105...106 %, максимално допустима честота на въртене за не повече от 15 s;
- 105 %, максимално допустима честота на въртене на максимален продължителен режим на работа;
- 59...105 %, диапазон на нормални експлоатационни режими.

Ограничения на честотата на въртене на турбината за мощност (свободната турбина) по указател N2:

- до 113 % за не повече от 15 s на режим на авторотация;
- 103 %, максимална стойност на N2 на продължителен режим;
- 101...103%, на нормален експлоатационен режим;
- 101 %, минимални стойности на N2 на непрекъснат режим;
- 71...88 %, диапазон от честоти на въртене, които трябва да се избягват и преминаването през тях трябва да се извършва без задържане.

Системата за управление на вертолета включва три подсистеми: подсистема за управление на общата стъпка, подсистема за управление на цикличната стъпка и подсистема за управление на посоката. Описание на функционирането на тези подсистеми е изложено в раздел V на глава 7 от Ръководството за провеждане на полетите на вертолета (ROTORCRAFT FLIGHT MANUAL).

В аварийните процедури за действие на пилота в това ръководство, при случаи на отказ на двигателя са записани, в тяхната последователност, следните действия:

1. Обща стъпка – долу;
2. Установява се планиране в режим на авторотация, като се използва общата стъпка за поддържане на честотата на въртене на ротора в допустимите граници;
3. Изравняване и кацане;
4. Ръкохватката на горивния кран – на позиция изключено;
5. Превключвателя на батерията – на позиция изключено.

Нормалните процедури за кацане се разглеждат в параграфи 2.34 и 2.35 на РЛЕ. Посочени са две възможности за кацане: кацане от висене и кацане с приплъзване. Вторият случай се прилага когато вертолетът не може да зависва на място. Аварийните процедури за кацане при отказ на двигателя се разглеждат в част 3, глава 2 на РЛЕ. Важен момент от тези процедури е установяване в режим на авторотация. По мнение на експерт с дългогодишен опит на тези типове вертолети, за да се влезе в стабилна авторотация (скорост, честота на въртене на носещия винт, посока, положение спрямо хоризонта) е необходима истинска височина от 200 до 400 m, като колкото по-тежък клас е вертолетът, толкова по-голяма е височината. Относно приборната скорост, обикновено тя е в границите 60...80 kt. Вертикалната скорост е различна в зависимост от моментната полетна маса, обикновено 8...12 m/s. При достигане на височина 100 ft се започва увеличаване на тангажа с лоста за промяна на цикличната стъпка без да се увеличава общата. Лостът „стъпка-газ“ е в долно положение, което съответства на минимална стъпка на носещия винт. На височина 15...10 m вертолетът се хоризонтира и в същото време енергично стъпката се увеличава до максимална с лоста „стъпка-газ“. По този начин се гарантира съприкосновение на земната повърхност с вертикална скорост 0,2...0,5 m/s. Допуска се леко приплъзване, ако площта го позволява. Всяко по-ранно увеличаване на стъпката на носещия винт води до падане на честотата на въртене и увеличаване на вертикалната скорост, което води до удар в земната повърхност.

В допълнение към Ръководството за провеждане на полетите е дадено влиянието върху характеристиките на вертолета на използваната система за пръскане. В трета глава на това допълнение се излагат изисквания към аварийните процедури и е посочено, че в случай на нарушаване на нормалното функциониране на вертолета е необходимо работният разтвор да се изхвърли аварийно.

### 2.6.3 Информация за използваното гориво и неговото състояние

В технически борден дневник на вертолет, № Е 000204 от 09.09.2016 г. е отбелязано, че за изпълнение на първата задача за деня вертолетът излита с 260 lb гориво и каца със 150 lb. По думите на КВС, преди излитане за прелитането, той дозарежда гориво, като указателят на горивото показва 300 lb. Това зареждане е потвърдено от свидетели, но не е отбелязано в техническия борден дневник. КВС твърди, че е заредил необходимото количество, за да може на другия ден след прелитането да започне работа без да зарежда с гориво.

Спецификацията на зареденото гориво е керосин JET A1 и отговаря на одобрените горива, посочени в Ръководството за експлоатация на вертолета. Горивото има издаден сертификат за качество от „СЖС България“ ЕООД с № 136 от 23.08.2016 г. Копие от сертификата е приложено към материалите по разследването.

Извършен е анализ на 1,5 l от горивото, с което е зареден вертолета, в химическа изпитвателна лаборатория на летище София ЕАД. Копие от протокола за изпитване № 438 от 08.10.2016 г. е приложен към материалите по разследването. В протокола не са отбелязани отклонения на изпитваните параметри от стандартните стойности.

Комисията приема, че видът, качеството и количеството на използваното в полета гориво нямат отношение към реализираното събитие.

### 2.7 Метеорологична информация

Метеорологични сведения SYNOP, излъчени за станция Кърджали в периода 06:00-12:00 местно време:

Valid	Vis	Dir	Spd	T(C°)	Td(C°)	P(hPa)	dP	dPt	WW	W1	W2	(all)	Cld Base (m)	Cld (low)	Cld (mid)	Cld (hi)	Rain
03:00	20	0	0	18.2	10.9	1013.7	0.1	7	0	0	0	5	1000	5	3	5	
06:00	20	0	0	18	11.9	1014.4	0.6	3	0	0	0	8	2500	0	7	7	0
09:00	20	90	2	25.4	15.7	1014.1	0.7	2	25	8	2	8	1000	3	5	7	

От анализа на данните може да се направи заключение, че няма метеорологични явления, които да повлияят за реализиране на събитието.

### 2.8 Навигационни средства

Стандартно навигационно оборудване на вертолет Enstrom480.

### 2.9 Свързки

Стандартно свързочно оборудване на вертолет Enstrom480.

### 2.10 Информация за летището

Кацането при реализираното събитие е извършено на избрана от въздуха площадка на хълм, разположен западно от главния път Хасково - Кърджали, непосредствено след разклона за село Черна скала, с координати: 41°41'56" N, 025°21'50" E и надморска височина 569 m.

### 2.11 Полетни записващи устройства

Не се използват на вертолет Enstrom480.

### 2.12 Сведения за удара и отломките

Вертолетът прелита от временна летателна площадка край с. Комунига, община Черноочене, до временна летателна площадка край с. Бенковски, община Кирково, като в

околността на гр. Кърджали има готовност да извърши пръскане на неголям горски масив. ВС лети паралелно на пътя Черноочене – Кърджали, на около 50 m над терена. В района на с. Черната скала пилотът установява загуба на мощност на вертолета, предизвикана от нарушаване на нормалното функциониране на двигателя и предприема опит за принудително кацане на избрана от въздуха площадка, като среща терена с повишена постъпателна и вертикална скорост. Вертолетът не е пригоден за такова приземяване, тъй като е съоръжен с шейна, а не с колесник. Теренът е непригоден за плъзгане на шейната. Самото място на съприкосновението със земната повърхност е хълм разположен, непосредствено след разклона за село Черна скала, в дясно от главния път Хасково – Кърджали. На снимките, показани на фиг. 3, 4 и 6 от Приложение 1, се вижда мястото на реализиране на събитието. На фиг. 4 се вижда мястото на първото съприкосновение на вертолета с терена с координати  $41^{\circ}41'56''$  N,  $025^{\circ}21'50''$  E и надморска височина 569 m. При извършените измервания на мястото на събитието, това място е прието за начална точка. Носът на вертолета, останките на който са показани на фиг. 5, е разположен в посока  $143^{\circ}$  от това място на разстояние 37 m и е с координати  $41^{\circ}41'54''$  N,  $025^{\circ}21'51''$  E. Надморската височина е почти без промяна. Посоката  $143^{\circ}$  е приета за ос на извършените измервания на разпръскване на отломките.

При извършения оглед на мястото на събитието беше установено следното:

На самата начална точка, описана по-горе, има парче от вентилаторна лопатка от системата за разпръскване на химикал. На 1 m напред по посочената по-горе ос на измерване и 1,5 m в дясно от нея се разполага форсунка от системата за разпръскване на химикал. На 3,2 m от началото на следата и 0,5 m в ляво е разположено второ парче от вентилаторна лопатка от системата за разпръскване на химикал. На 2,4 m от нея и 0,1 m вдясно лежи парче от резервоара за пръскане, а на 2 m вляво – щанга с парче от резервоар. На 3,2 m от него по оста на измерване се разполагат парчета от стъкла от кабината и антифони (фиг. 4 от Приложение 1). На 1,4 m по оста и 0,7 m в дясно лежи микронера от системата за разпръскване, като по цялата тази дължина са разположени парчета от остъкленията. На 2,5 m по посока и 0,5 m в дясно са филтри от системата за разпръскване. На 3,4 m от тях по посока на траекторията се разполагат дясна врата, челната част на остъкленията на кабината и GPS, могат да се видят на фиг. 6 от Приложение 1. В ляво от тях на разстояние 2,5 m се разполагат парчета от остъкление и изпаднали надписи от пилотската кабина. На 2,8 m по посока и на 6,2 m в ляво е разположена пилотска седалка и компас. На 1 m по посока и 4,6 m в ляво лежи торбичка със запалки. На 1 m по посока и 4 m в ляво са документи от вертолета и раница с лични вещи, фиг. 7 от Приложение 1. На 1 m по посока и 1,5 m в ляво в храст се разполага комплект слушалки. На 4,5 m по траекторията се разполагат парче от дясната ска на вертолета и тетрадка дневник на пилота, фиг. 8 от Приложение 1. На 3,6 m по посока се разполагат отломки от системата за разпръскване, парчета от лявата рама, в ляво и дясно парчета от остъкленията на кабината, фиг. 9 от Приложение 1. По нататък до средата на задната рама на долната страна на тялото на вертолета разстоянието е 6,1 m. Тялото на вертолета е силно деформирано, но е запазено като една цяла отломка (фиг. 10 и фиг. 11 от Приложение 1).

По-долу са описани повредите по оста на тялото на вертолета от опашката към носа:

- разрушен е опашния винт и възела (редуктора) за закрепването му;
- задната греда е разкъсана на две части в равнината на закрепване на опашния стабилизатор, който е деформиран (фиг. 11 от Приложение 1);
- силно са деформирани опашната греда и вала за предаване на въртящия момент към опашния винт;
- едната лопата на носещия винт е огъната и лежи под тялото, другите две лопати са деформирани (фиг. 12 и фиг. 13 от Приложение 1);
- цялостно е разрушена кабина, като лявата врата е на половин метър пред тялото (фиг. 14 от Приложение 1);
- приборното табло е изкъртено от мястото на захващане, но приборите са останали в леглата си, показанията на същите съответстват на тези при изключено захранване (фиг. 15 от Приложение 1);
- лостът за управление на вертолета е под откъснатия под;

- лостът „стъпка газ“ под пода е откъснат от мястото си (фиг. 16 от Приложение 1);
- наличното на масло в масления резервоар е около  $\frac{3}{4}$  от обема;
- изпаднала е изпускателната тръба на двигателя (фиг. 17, Приложение 1);
- свободната турбина се върти, по лопатките на последната степен не са забелязани видими поражения (фиг. 18 от Приложение 1).

Съгласувано с представител на национална следствена служба, на АО „Фортуна Еър“ ЕООД е разрешено да премести останките на вертолета от мястото на събитието на територията на летище Горна Оряховица за съхранение.

Комисията извършва допълнителен оглед на останките на вертолета, съхранявани в хангар на „Фортуна“ ЕООД на летище Горна Оряховица. При огледа е отделено особено внимание на състоянието на двигателя, редуктора и веригата за управление на вертолета.

Като резултат от огледа се установи:

Двигателят е свален и поставен на станок, както е показано на фиг. 19 и фиг. 20 от Приложение 1. По горната повърхност на двигателя липсват видими повреди и разрушаване на агрегати и тръбопроводи. От долната страна силно е деформиран фланецът към изходната тръба. Валът на редуктора на двигателя се върти и в редуктора има масло, което се забелязва в контролния прозорец (фиг. 22 от Приложение 1). В източено от редуктора масло не се забелязват механически примеси и стружки. Не се забелязват видими деформации по входното устройство на компресора и по лопатките на първото стъпало (фиг. 21 от Приложение 1). Валът на турбокомпресорната част на двигателя не се върти.

Проверени са масления филтър за фина очистка на двигателя (фиг. 26) и външния маслен филтър (фиг. 25 от Приложение 1). По филтрите не са открити следи от стружки и замърсявания.

Проверена е за стружки магнитната пробка на главния редуктор (фиг. 24 от Приложение 1), такива не са открити. Не са забелязани и повреди по червячния механизъм, като въртенето на вала се предава от входа към изхода. Главният редуктор е показан на снимката на фиг. 27 и 28 от Приложение 1.

Проверени са колелата и ремъкът на ремъчния редуктор, които са свалени от валовите на двигателя и на големия редуктор. Не са открити повреди по тях, които биха довели до нарушаване на функционирането на предавката (фиг. 29 от Приложение 1).

Проверено е състоянието на основния филтър на горивната система на вертолета. Горивният филтър е чист, а корпусът му е пълен с гориво. Снимка на филтриращият елемент на филтъра е показана на фиг. 23 от Приложение 1.

Проверени са въздухозаборниците на вертолета и въздухопроводящите канали към входното устройство на двигателя (фиг. 30). Не са забелязани разрушения или наличие на препятствия по въздушния тракт, които биха могли да нарушат нормалната работа на двигателя.

Извършен е оглед на компоненти от веригата за управление на вертолета като лоста за управление, предавателни щанги люлки (фиг. 31 и 32 от Приложение 1). Не са забелязани разрушения не типични за такива, получени от удара в земната повърхност. По обяснения на пилота вертолетът не е губил управление по който и да е от каналите до момента на удара.

### **2.13 Медицински и патологични сведения**

Спешна помощ на пилота е оказана същият ден в Многопрофилна болница за активно лечение „Д-р Атанас Дафовски“, гр. Кърджали, където е прегледан и подготвен за транспортиране в клиниката по ортопедия и травматология към Университетска МБАЛ „Д-р Георги Странски“, гр. Плевен. Установена е фрактура и е извършено оперативно лечение на травмираната дясна колянна става. Съгласно епикризата ИЗ № 31562, издадена от болницата в гр. Плевен, лечението включва кръвна репозиция, метална остеосинтеза, остеопластика, дренаж, гипсова имобилация. Изписан е от болницата на 03.10.2016 г. за домашно лечение.

Няма информация за това, че физиологически фактори или загуба на дееспособност са повлияли на работоспособността на пилота по време на реализиране на принудителното кацане.

#### **2.14 Пожар**

Реализираното събитие не е свързано с възникване на пожар преди или след съприкосновение на ВС със земната повърхност, независимо от това, че пожарният кран на горивната система не е затворен.

#### **2.15 Фактори на оцеляването**

Пилотът е използвал предпазните колани. Той е изхвъркнал от кабината на вертолета заедно с пилотската седалка. Възлите за закрепване на седалката към пода на кабината са разрушени при удара. Съприкосновението на ВС със земната повърхност разрушава конструктивната цялост на вертолета и води до сериозни наранявания на пилота.

#### **2.16 Проведени изпитания и изследвания**

За целите на разследването във връзка с безопасността са проведени:

- Оглед на мястото на съприкосновение на ВС със земната повърхност;
- Оглед на вертолет ENSTROM 480, регистрационни знаци LZ-VID, сериен номер 5022, собственост на АО „Фортуна Еър“ ЕООД, след реализираното събитие;
- Оглед на останките на ВС след пренасянето им от мястото на събитието в мястото на съхранение - базата на АО „Фортуна Еър“ ЕООД на летище Горна Оряховица;
- Беседи с пилота, обслужващия персонал и свидетели на реализираното събитие;
- Проучване и анализ на експлоатационна документация на ВС;
- Оценка на летателно-експлоатационни характеристики на ВС;
- Изследване на функционирането на двигателя на ВС за установяване на причината за загуба на мощност по време на последния етап на полета;
- Проучване и анализ на документи, определящи функционирането на АО;
- Логико-вероятностен анализ на възможни причини за авиационното събитие.

Резултати от огледа на мястото на съприкосновението на ВС със земната повърхност са изложени в параграф 2.12.

Резултати от огледа на вертолет ENSTROM 480, регистрационни знаци LZ-VID, сериен номер 5022, собственост на АО „Фортуна Еър“ ЕООД, след реализираното събитие, са отразени в параграф 2.3 и параграф 2.12.

Резултати от огледа на останките на вертолета на мястото за тяхното съхранение - базата на АО „Фортуна Еър“ ЕООД на летище Горна Оряховица, са отразени в параграф 2.12.

Резултати от беседи с екипажа и свидетели на реализираното събитие са изложени в параграф 2.1.2.

Резултати от проучване и анализ на експлоатационна документация на ВС са изложени в параграф 2.6.1 и параграф 2.18.

Резултати от оценка на летателно-експлоатационни характеристики на ВС са изложени в параграф 2.6.2 и параграф 2.6.3.

За изясняване на причините, довели до нарушаване на нормалната работа на двигателя и възникналата загуба на мощност, двигателят Rolls-Royce 250-C20W сериен № CAE-845040 е изпратен за контролно разглобяване в лаборатория на завод на Rolls-Royce в град Портсмът, Великобритания. В Приложение 2 на фиг. от 1 до 18 са показани снимки от разглобяването. Двигателят е доставен в контейнер, който е отпечатан в присъствието на представители на комисията за разследване (фиг.1 от Приложение 2). Изследването на двигателя включва:

- Външен оглед на двигателя и прикрепените към него системи (фиг. 2 и фиг. 3 от Приложение 2);
- Демонтаж на агрегатите от горивната система и проверка на функционирането на същите на стендове (фиг. 4 и фиг. 18 от Приложение 2);

- Демонтаж и оглед на входното устройство и горивната камера, като не са установени визуални изменения в конструкцията (фиг. 5 от Приложение 2);

- Установено е плавно и без шум движение на предавките от кутията на предавките на двигателя (фиг. 6 от Приложение 2);

- Демонтаж и оглед на турбината на турбокомпресора. На снимката на фиг. 7 и фиг. 8 е показан направляващият соплови апарат на първата степен на турбината. Налице е прегаряне на част от лопатките. На фиг. 9 и фиг. 10 е показано работното колело на първата степен на турбината. В едрия план се забелязват следи от наклеп. На фиг. 11 е показана снимка на направляващия соплови апарат на втората степен на турбината. Почти всички лопатки са с нащърбвания и деформации по изходните ръбове. На фиг. 12 и 13 е показано работното колело на втората степен на турбината на турбокомпресора. Липсва една от лопатките, има наличие на деформации по други лопатки и по пръстена на корпуса на стъпалото. Откъсването на лопатката е възможно да предизвика задържане на честота на въртене на ротора на турбокомпресора и като следствие падане на мощността на вала на свободната турбина.

- Демонтаж и оглед на компоненти от свободната турбина (турбината за мощност). На фиг. 14, 15 и 16 са показани последователно направляващият соплови апарат на първото стъпало, работното колело на първото стъпало и изходните ръбове на работното колело на второто стъпало. На първите две снимки има деформации и нащърбвания по лопатъчните венци, а по изходните ръбове на работното колело на второто стъпало се забелязват следи от метален наклеп.

- По входните канали на въздуха, лопатките на работните колела и лопатките на изправящите апарати на компресора не са открити деформации и подбитости (фиг. 17 от Приложение 2).

В заключението в доклада на присъствалите членове на комисията за разследване при контролното разглобяване на двигателя е отбелязано:

„Разрушенията по турбините са предизвикани от откъснатата се лопатка от втория диск на свързаната с компресора турбина, като причината за откъсването ще бъде обявена от разследващи специалисти на Rolls-Royce след допълнителни лабораторни анализи на диска в зоната на откъсване на лопатката“.

Резултатите от проучване и анализ на документите, определящи функционирането на АО, са дадени в параграф 2.17

Логико-вероятностен анализ на възможните причини и определящите фактори за реализация на авиационното събитие се прави в параграф 3.

## **2.17 Информация за организацията и управлението**

Авиационното събитие е реализирано от пилот, КВС на вертолет Enstrom 480, при изпълнение на полет за АХР - пръскане на горски масив с химически разтвор. Вертолетът е експлоатиран от АО „Фортуна Еър“ ЕООД с одобрено CAO-CAP № BGAW437 от ГД ГВА с дата на първоначално издаване 17.01.2005 г., валидно до 31.01.2018 г. В свидетелството погрешно е записан типът на ВС като Enstrom 480 В.

Организацията и управлението на АО Фортуна Еър ЕООД са изложени в Ръководство за провеждане на полети, части А, В, С и Д, като отговорният ръководител на фирмата гарантира, че то съдържа всички инструкции и цялата информация, необходими на експлоатационния персонал за изпълнение на задълженията. Ръководството е одобрено от ГД ГВА на 29.03.2013г. Основни части от ръководството са приложени към материалите по разследването.

## **2.18 Допълнителна информация**

Съгласно параграф 8.1.1 в част А на РПП, минималната безопасна височина по правилата за визуални полети е 500 ft (150 m) над най-високото препятствие или терена. Когато се прелита над градове или други гъсто населени райони, минималната разрешена

безопасна височина е 1000 ft (300 m) над най-високия терен (препятствие) в радиус 600 m от ВС.

При полет над полупланинска местност минималната безопасна височина за полет по ПВП е 1000 ft (300 m), а над планинска местност е 2000 ft (600 m) над най-високото препятствие или терена. При еднодвигателните ВС минималната височина трябва да позволява аварийно кацане без заплаха за хора или собственост.

Височини при изпълнение на специализирани видове работи – АХР:

При полети за авиохимическа дейност се спазват височините в съответствие с Инструкцията за извършване на АХР със самолети и вертолети. Минималните височини на полетите при изпълнение на АХР се отчитат от най-долната част на вертолета или колесника на ВС до най-високата част на растителността или препятствието и са както следва:

- пръскане с хормонални и почвени хербициди на полски култури – 2...4 m;
- пръскане на полски култури, лозя и овощни градини с инсектициди и фунгициди – 5 m;
- пръскане на горски масиви – 10 m;
- торене с гранулирани торове при страничен вятър – 20 m;
- торене с гранулирани торове при безветрие, страничен и попътен вятър – 50 m;
- торене с праховидни торове при страничен вятър – 10 m;
- торене с праховидни торове при безветрие, страничен и попътен вятър – 20 m;
- прелитане до обработвания участък в равнинна местност – 50 m;
- прелитане до обработвания участък в пресечена местност, блата и гори – 50 m;
- завои при АХР – не по-малко от 50 m;
- прелитане над препятствия на подходите към обработвания участък - не по-малко от 10 m;
- прелитане над електропроводи с напрежение под 1000 V – 20 m;
- прелитане над електропроводи с напрежение над 1000 V – 50 m;
- полет перпендикулярно на телефонни линии, полезащитни пояси и отделни високи дървета, при скорост на вятъра повече от 4 m/s. - не по-малко от 20 m.

От цитирания параграф 8.1.1. не става ясно каква трябва да е безопасната височина при използване на еднодвигателни вертолети за пръскане на горски масиви в планинско-хълмиста местност, за да може при отказ на двигателя да се осигури безопасно аварийно кацане пред себе си. По мнение на комисията, такива ВС са непригодни за извършване на такава дейност и това трябва да се има предвид при даване на съответните разрешения.

### 3 Анализ

От изложеното до тук следва, че реализираното авиационно събитие е резултат от сблъсък на ВС със земната повърхност вследствие на опит за принудително кацане при управляем полет.

За изясняването на причините, довели до реализиране на събитието, Комисията за разследване във връзка с безопасността разглежда следните основни хипотези:

1. Влияние на външни фактори като опасни метеорологични явления, сблъсък с птици или предмети или внезапно влошаване на здравословното състояние на пилота, причинили реализирания сблъсък със земната повърхност.

2. Възникване на технически откази, свързани с конструкцията на ВС или функционирането на неговите системи, довели до невъзможност за по-нататъшно продължаване на полета.

3. Допуснати грешки при реализиране на полета и технологията на пилотиране при възникване на условия, застрашаващи безопасността на полета.

4. Възможна комбинация на обстоятелства и условия, свързани с първите три хипотези.

От изложеното в параграфи от 2.1. до 2.18 се вижда, че няма факти и обстоятелства, които да се свързват с реализиране на първата хипотеза, поради което Комисията я разглежда като практически недостоверна.



По отношение на втората хипотеза Комисията приема, че за сблъсък със земната повърхност, чийто последствия са аналогични на тези при реализираното авиационно произшествие, могат да бъдат или отказ на системата за управление на вертолета, или разрушаване на трансмисията на вертолета в полет, или разрушаване на основни конструктивни възли на планера на вертолета в полет. От изложеното в глава 2 на този доклад е видно, че по време на огледа на вертолета и при беседите с пилота и свидетели, такива обстоятелства не са констатирани. В процеса на разследването се установи, че по време на прелитането от временна летателна площадка в района на село Комунига за временна летателна площадка в района на село Бенковски, в района на село Черна скала вертолетът рязко губи мощност. Обстоятелствата, свързани със загубата на мощност, са описани в параграф 2.1.2. Пилотът констатира ненормална работа на двигателя и прави опит за принудително кацне на избрана от въздуха площадка. При извършените в последствие изследвания на състоянието на двигателя, описани в параграфи 2.12 и 2.16, са установени разрушения по турбината на турбокомпресора и на турбината за мощност, настъпили в полет. Тези разрушения са причина за рязкото падане на мощността на двигателя, довело до невъзможност за продължаване на полета по предварително набелязания маршрут. Основна част от разрушенията по турбините в полет са предизвикани от откъсване на лопатка от работно колело на турбината на турбокомпресора. Разрушенията са илюстрирани със снимки, показани в Приложение 2 от фиг. 11 до фиг.15. На този етап от разследването не е установена причината за откъсване на лопатката, като извършването на това изследване е предоставено на производителя Rolls-Royce. Загубата на мощност предопределя възникването на аварийна ситуация от гледна точка на безопасността на полета. От тази аварийна ситуация е възможен благоприятен изход при положение, че от въздуха се избере подходяща площадка за принудително кацане, има необходимите условия и бъдат точно изпълнени предвидените процедури в част 3 на РЛЕ, резюмирани в параграф 2.6.2 на доклада.

По отношение на третата хипотеза: В момента, когато възниква загубата на мощност, ВС лети на височина около 50 m над силно пресечен терен и е в противоречие с изискването за минимална безопасна височина на полета, която може да гарантира безопасно кацане при отказ на двигателя. Изискванията за минимална допустима височина на полета са изложени в параграф 2.18. При реализиране на събитието, поради липса на достатъчна височина, КВС не може да въведе вертолета в режим на авторотация. Поради ниските стойности на създаваната подемна сила, траекторията на движение на вертолета е такава, че той посреща земната повърхност с голяма вертикална и постъпателна скорост, при което ВС се разрушава и пилотът получава сериозни наранявания.

По отношение на четвъртата хипотеза. От изложеното по-горе може да се направи извода, че причините за реализираното произшествие могат да се търсят като съчетаване на основните доминиращи фактори, свързани със втората и трета хипотези.

Ударът със земната повърхност е резултат от неуспешен опит за принудително кацане на пилота. Това принудително кацане е предизвикано от отказ на двигателя, свързан с рязко падане на мощността на изходния вал, поради механични разрушения на турбините и извършване на полета за прелитане на височини, не позволяващи избор от въздуха на подходяща площадка за принудително кацане при необходимост.

## **4 Заключение**

### **4.1 Изводи**

В резултат на проведеното разследване комисията прави следните изводи:

1. Вертолетът Enstrom 480, регистрационни знаци LZ-VID, има валидно удостоверение за летателна годност, издадено от ГД ГВА и е летателно годен преди полета при който е реализирано произшествието.

2. АО на „Фортуна Еър“ ООД има валидно CAO-CAP, като в CAO типът на вертолета е записан като Enstrom 480 B, а той е Enstrom 480.

3. Въздухоплавателното средство е еднопилотно и се управлява от квалифициран пилот с валидни документи – удостоверение за правоспособност и медицинско свидетелство.
4. АО няма застраховка за екипажа на ВС.
5. На борда на вертолета няма други членове на екипаж, персонал или пътници.
6. При излитането от временна летателна площадка край село Комунига, община Черноочене, област Кърджали, вертолетът Enstrom 480, рег. знаци LZ-VID е с излетна маса, която е в рамките на установените ограничения. Преди полета е дозареден с гориво и при излитането общото му количество съставлява около 300 lb по горивомер. Горивото е достатъчно за реализиране на планирания полет.
7. На борда на ВС, по време на реализиране на събитието, има около 40 литра неизползван химикал, който не е изхвърлен аварийно при принудителното кацане.
8. До момента на реализиране на събитието КВС не е констатирал ненормална работа на системите на вертолета или двигателя му.
9. Метеорологичната обстановка е била подходяща за изпълнение на полета.
10. Теренните препятствия в района са били отчетливо видими. Слънцето не е било заслепяващ фактор.
11. Теренът, в района на реализиране на събитието, представлява силно-пресечена гористо-хълмиста местност с наличие на стълбове и кабели от далекопреносна мрежа, както и антени от далекосъобщителна техника.
12. Местоположението на произшествието отстои на 0,9 km от планираната за третиране с химикали горичка.
13. КВС извършва прелитането на височина, по-ниска от минимално необходимата (300 m) за безопасно прелитане на района. За едновигателни вертолети тази височина трябва да се увеличи допълнително с 100-150 m за да може да се развърти роторът в режим на авторотация в случай на отказ на двигателя.
14. Внезапната частична загуба на мощност на турбината, падането на честотата на въртене на ротора на винта и рязкото повишаване на температурата на изгорелите газове са признаци на внезапно възникнала механична повреда в двигателя. Това води до невъзможност за безопасно продължаване на полета и необходимост от незабавно принудително кацане.
15. При аварийното снижение вертолетът се движи по наклонена надолу траектория с бърза загуба на височина.
16. За краткото време с което разполага КВС има възможност само да избегне антените, да отклони вертолета от пътя Хасково-Кърджали и да го насочи към първата преценена като подходяща площадка за принудително кацане.
17. При кацането ВС не успява да достигне честота на въртене на авторотация за намаляване на скоростта на сближение със земната повърхност и следва динамичен удар: първо на дясна ска, после – на опашната част, при което се пречупва тялото на вертолета.
18. КВС е с поставени предпазни колани и при удара в земята изпада заедно със седалката на няколко метра от ВС, като получава сериозни наранявания.
19. Противопожарният екип, пристигнал на мястото на събитието, отсъединява акумулатора и остава да дежури на място за действия при евентуално възникване на пожар, но такъв не настъпва.
20. Повредите по вертолета са значителни, до степен невъзможност за възстановяване.
21. При огледите на вертолета не са открити следи от повреди по управлението, различни от тези получени от удара в земната повърхност.
22. Двигателят на вертолета е изпратен за контролно разглобяване и анализ от специалисти в лаборатория в Портсмът, Великобритания, при участието на представители на комисията.

23. Контролното разглобяване на двигателя показва, че причината за падането на мощността на двигателя се дължат на механични повреди по турбините на двигателя, предизвикани от откъсната лопатка от работното колело на втората турбина на турбокомпресора.

24. Причината за откъсване на лопатката се изследва допълнително в специализирана лаборатория на Rolls Royce.

#### **4.2 Причини:**

Като има предвид изложеното до тук комисията сочи като:

##### **Непосредствената причина за реализиране на авиационното произшествие:**

Удар на ВС в земната повърхност при опит на КВС за принудително кацане.

##### **Основната причина за реализиране на авиационното произшествие:**

Отказ на двигателя свързан с рязко падане на мощността на изходния вал, поради механични разрушения на турбините и извършване на полета за прелитане на височини, не позволяващи избор от въздуха на подходяща площадка за принудително кацане при необходимост.

#### **5 Препоръки за осигуряване на безопасността на полетите**

Като има предвид причините за реализираното авиационно произшествие и откритите при разследването недостатъци комисията препоръчва да бъдат изпълнени следните мерки по безопасност:

**BG.SIA-2016/07/01.** Авиационните оператори за специализирани авиационни работи, експлоатиращи едновигателни вертолети, да разработят в част В на РПП подробни процедури за принудително кацане при загуба на мощност за случаи на изпълнение на АХР и за случай на изпълнение на други полети в зависимост от тяхната сертификация.

Отговаря: Директорът на дирекция „Авиационна безопасност“ към ГД ГВА.

**BG.SIA-2016/07/02.** При сертифициране на АО-САР, ГД ГВА да ограничи използването на едновигателни ВС за извършване на АХР над планинско-гориста местност.

Отговаря: Директорът на дирекция „Авиационна безопасност“ към ГД ГВА.

**BG.SIA-2016/07/03.** Системата за контрол на качеството на ГД ГВА да предвиди мерки за проверка на точността на изписване на типа на ВС в издаваните сертификати.

Отговаря: Главният директор на ГД ГВА.

На основание на чл. 18, §5 на Регламент 996/2010 излъчените препоръки за безопасност ще бъдат записани в централизираната европейска система за мерки за безопасност.

#### **ЗАБЕЛЕЖКА:**

След изпращане на проекта за окончателен доклад от разследването в съответствие с изискванията на параграф 6.3 на Анекс 13 към Конвенцията за международна гражданска авиация, Разследване на произшествия и инциденти с въздухоплавателни средства и на чл. 19, ал. 2 и ал. 4 на Наредба № 13 от 27.01.1999 г. за разследване на авиационни произшествия, издадена от Министъра на транспорта на Република България, в Комисията за разследване във връзка с безопасността на авиационното произшествие се получи Доклад от изследване на двигател Rolls-Royce модел 250-C200W, заводски номер CAE 845040, инсталиран на вертолет En 480, регистрационни знаци LZ-VID, реализирал авиационно произшествие на 09.09.2016 г. Докладът е съставен от разследващ във връзка с безопасността на фирмата на производителя на двигателя, Rolls-Royce. В доклада се прави следното резюме на причините за загуба на мощност на двигателя по време на полета на 09.09.2016 г.:

„Загубата на мощност на двигателя се дължи на разрушение от високо циклична умора и последващо откъсване на лопатка от втората степен на работното колело на турбина на

турбокомпресора по време на полета. Възникването и развитието на пукнатината от умора е съвместимо с условия на високи напрежения, дължащи се на триене между лопатката и деформиран външен венец на корпуса на турбината. Причината за изкривяване на венеца не може окончателно да бъде определена. Обаче, разследване на предишни подобни събития, проявяващи се като изкривяване на неподвижния венец на стъпалото на турбина показва, че деформациите се дължат на струйно изтичане от горивните форсунки или на загуба на дебит на тръбопроводите.“

Посоченото потвърждава изложеното в параграф 2.12, глава 3 и извод 23 от параграф 4.1 на окончателния доклад.

Докладът от изследване на двигателя има 5 приложения:

Приложение А: Снимки от изследването на двигателя;

Приложение В: Резултати от изпитание на агрегата за управление на разхода на гориво (FCU);

Приложение С: Резултати от изпитание на горивните форсунки;

Приложение Д: Доклад от оценка на материалите;

Приложение Е: Паспорти на турбинните модули и записи за тяхното обслужване.

Докладът от изследване на двигателя е приложен към материалите по делото за разследване на авиационното събитие и при необходимост желаещите могат да се запознаят с неговото съдържание, ако отговорят на изискванията на чл. 26, ал. 6, на Наредба № 13 от 27.01.1999 г.

Следва: Приложение 1 и Приложение 2, които са неразделна част от този доклад.

*Комисията за разследване напомня на всички организации, до които са изпратени препоръки за безопасност, че на основание на чл.18 на Регламент 996/2010 за разследване и предотвратяване на произшествия и инциденти в гражданското въздухоплаване и чл. 19, ал. 7 на Наредба № 13, за разследване на авиационни произшествия, са задължени да уведомят писмено дирекция ЗРПВВЖТ към МТИТС за статуса на мерките за безопасност.*

**Председател на комисията:**

..... Михаил Каменов

**Членове:**

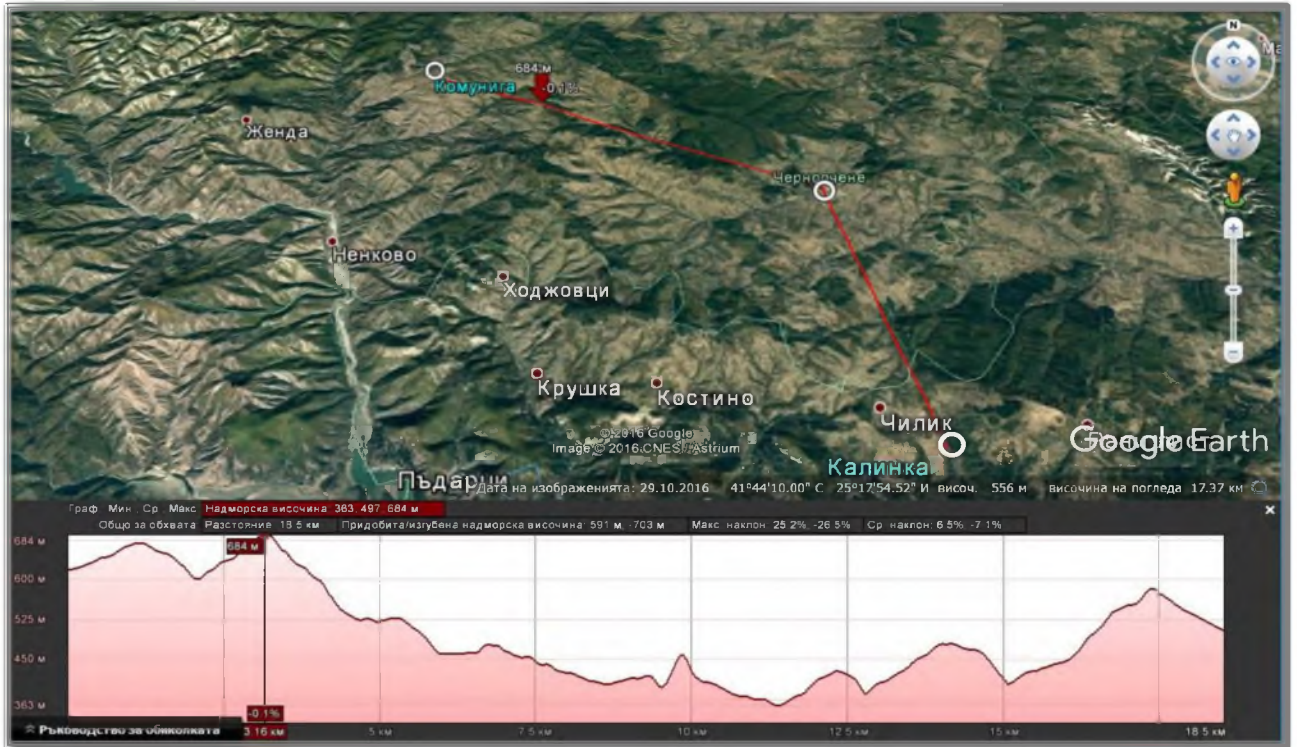
..... Валери Тодоров

..... Валери Каралийски

..... Стефан Петров

..... Стоичко Пенчев

# Приложение 1



Фиг.1



Фиг.2





**Фиг. 3**





**Фиг. 4**





Фиг. 5





**Фиг. 6**





**Фиг. 7**





**Фиг. 8**



**Фиг. 9**



**Фиг. 10**





Фиг. 11



Фиг. 12



Фиг. 13



Фиг. 14





Фиг. 15



Фиг. 17

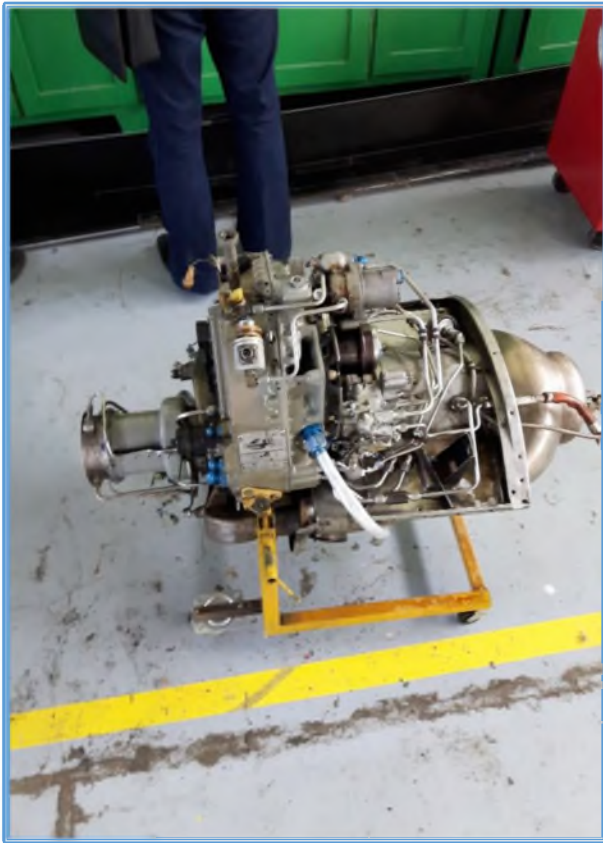


Фиг. 16





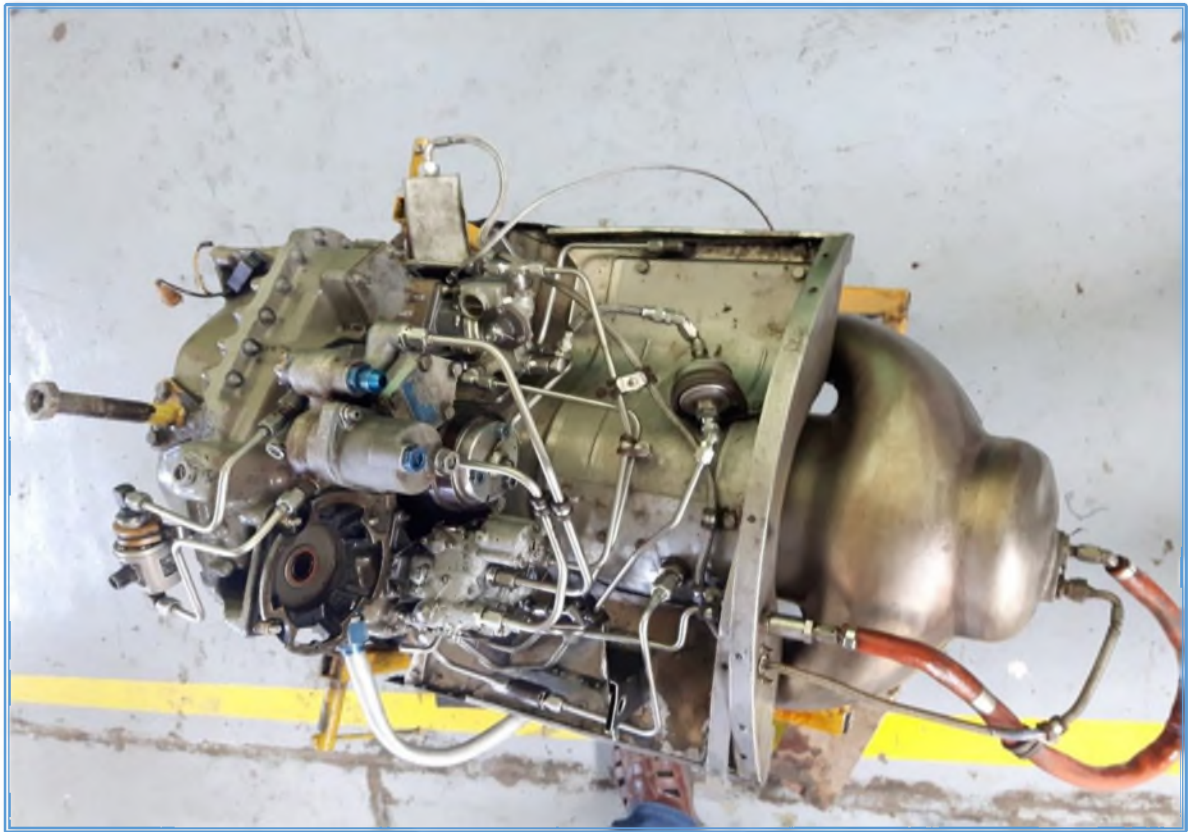
**Фиг. 18**



Фиг. 19



Фиг. 22.



Фиг. 20





Фиг. 21



Фиг.23



Фиг. 24





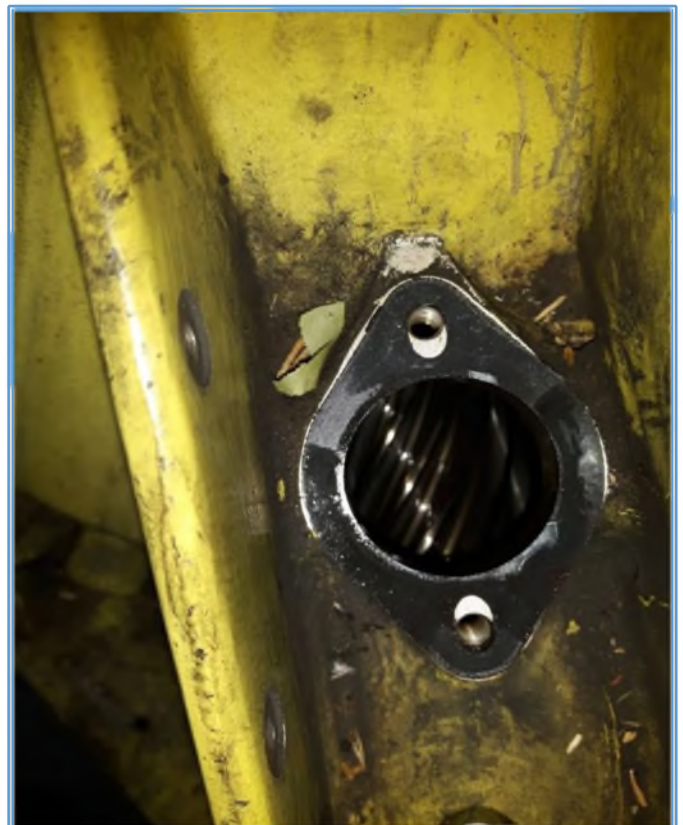
Фиг. 25



Фиг. 26



Фиг. 27



Фиг. 28



Фиг. 29



Фиг. 30



Фиг. 31



Фиг. 32



## Приложение 2



Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3

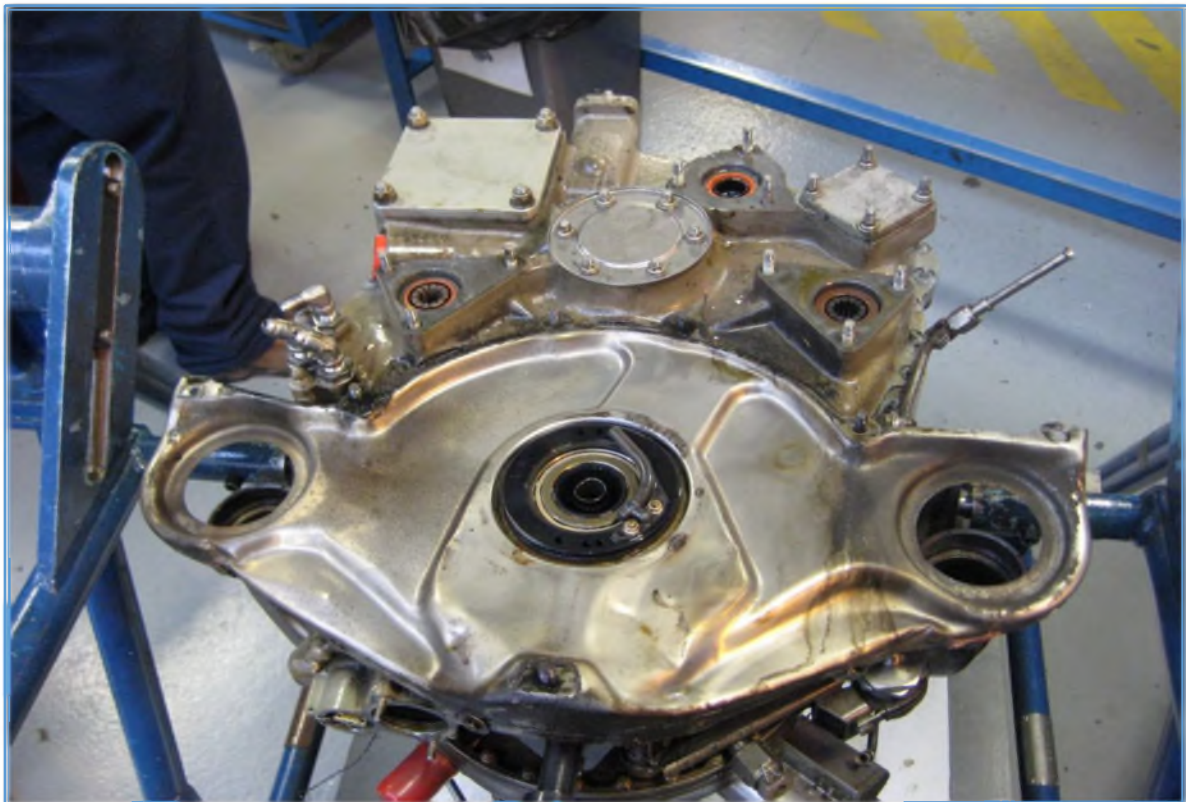


Фиг. 4

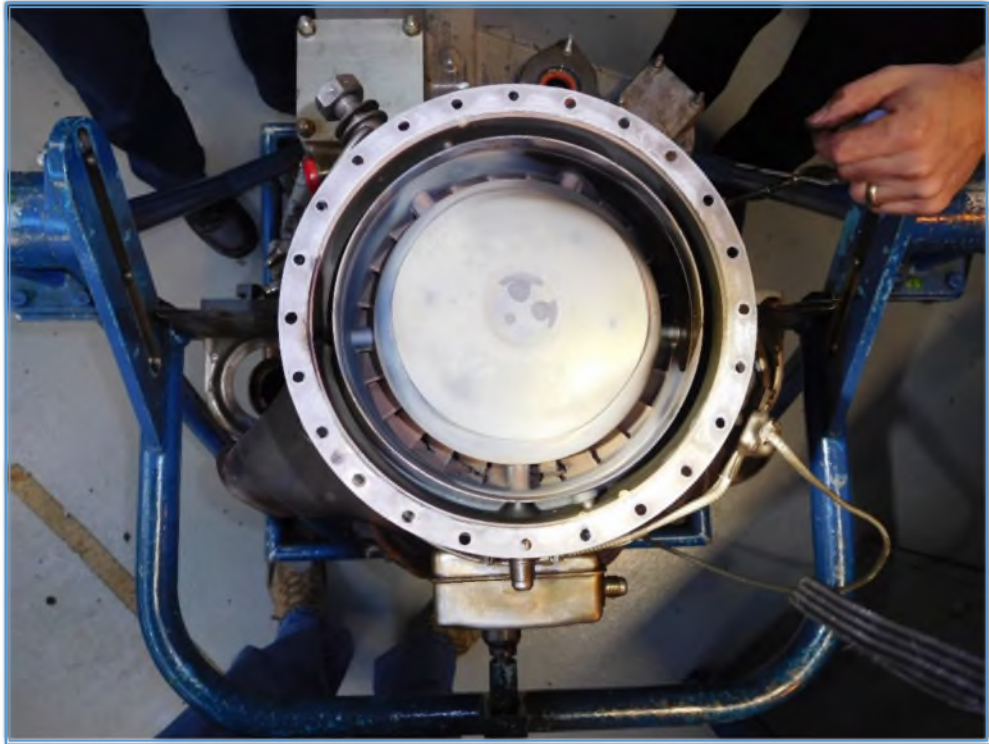




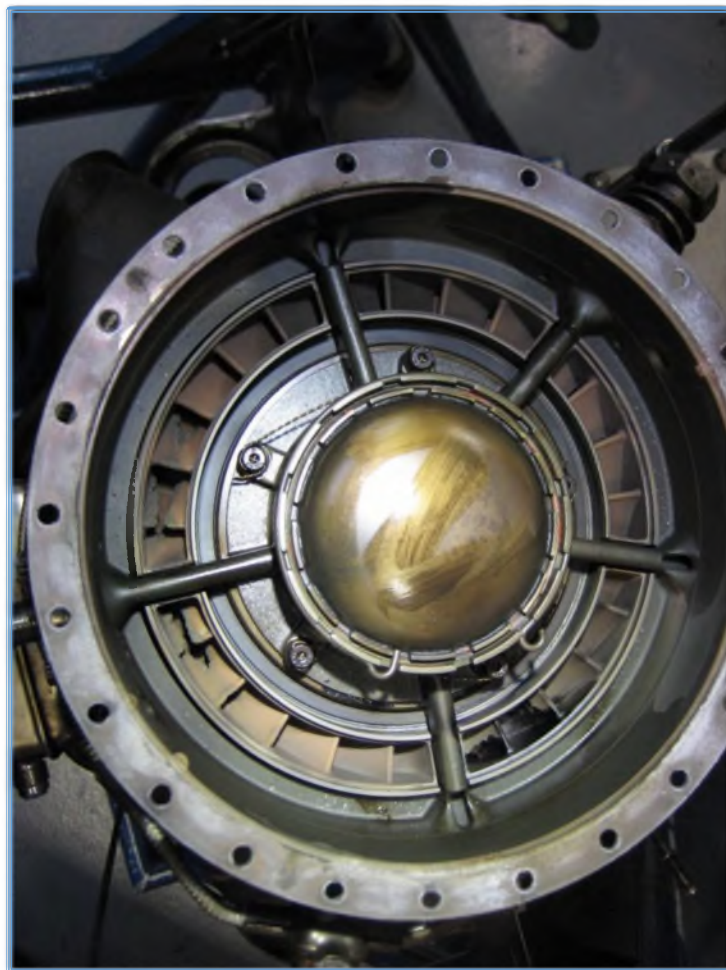
Фиг. 5



Фиг. 6

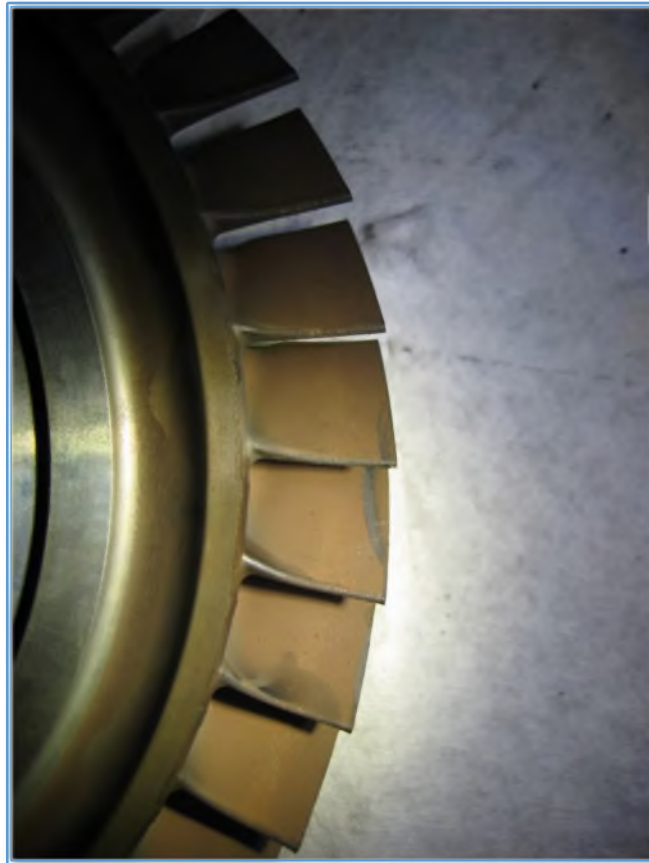


Фиг. 7



Фиг. 8

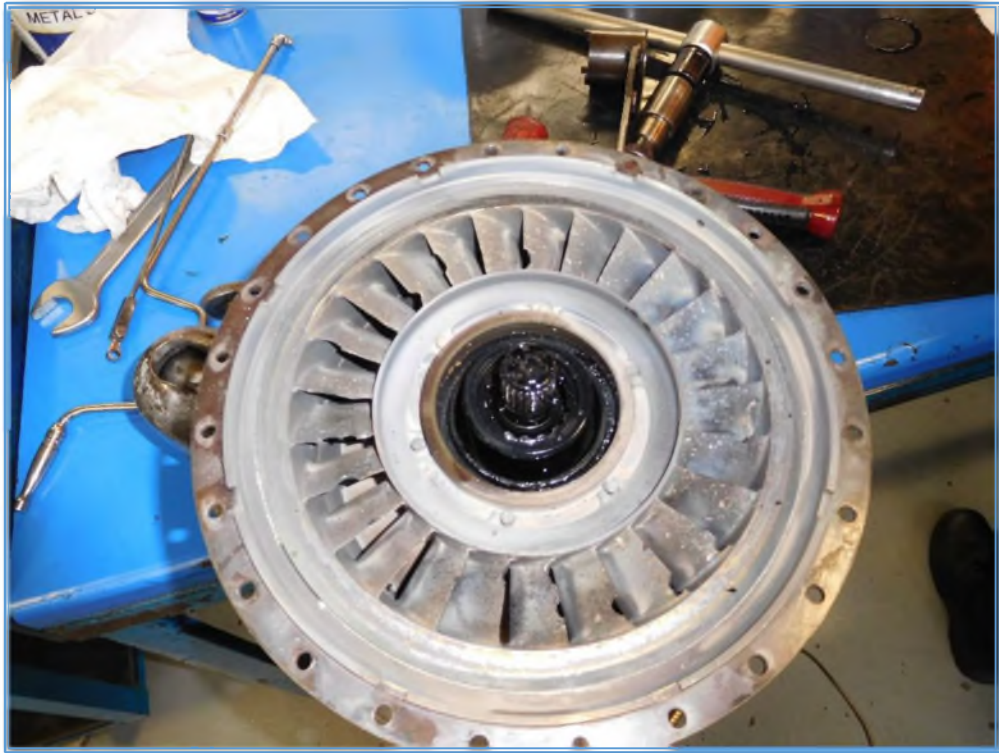




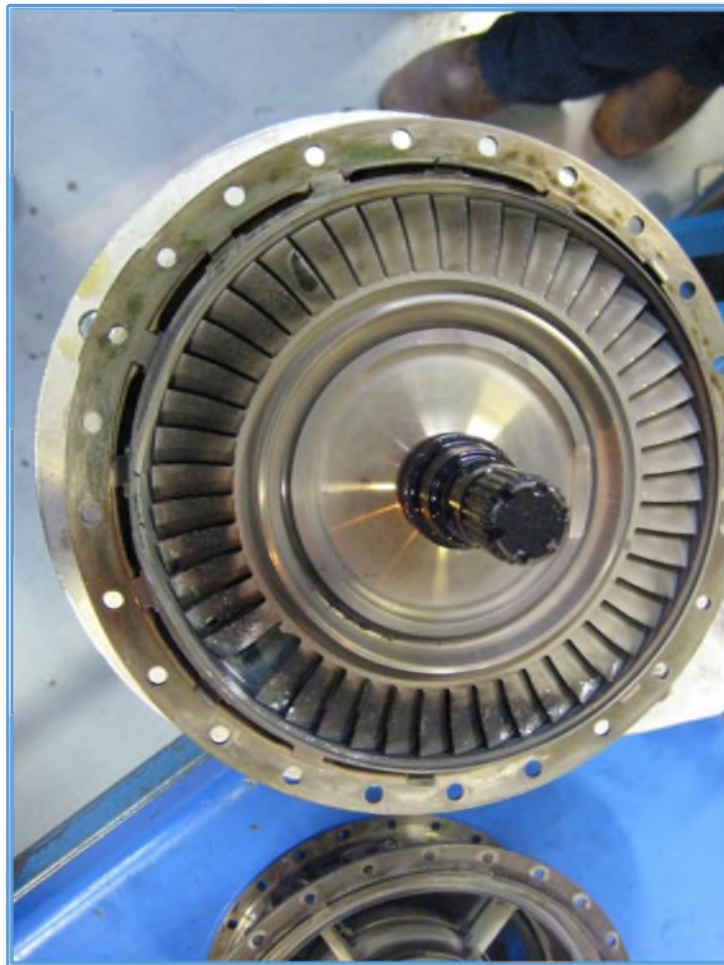
Фиг. 9



Фиг. 10



Фиг. 11



Фиг. 12





**Фиг. 13**



**Фиг. 14**



Фиг. 15



Фиг. 16





Фиг. 17



Фиг. 18