

ОКОНЧАТЕЛЕН ДОКЛАД

от

разследване на авиационно произшествие, реализирано на 25.09.2012 г. със самолет Cessna 172 M, регистрационни знаци LZ-GVP, експлоатиран от АО „Фортуна Еър“ ЕООД, при излитане от летателна площадка Долна баня, област София



2012 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 996/2010 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 16.01.2007 г.), разследването на авиационно събитие има за цел: да се установи причината, довела до реализирането му, с оглед да бъде отстранена и не допускана в бъдеще, **без да се търси 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 излитането и планиран пункт на кацане	- 5
2.1.2.	Подготовка и описание на полета	- 6
2.1.3.	Местоположение на авиационното произшествие	- 6
2.2.	Телесни повреди	- 7
2.3.	Повреди на ВС	- 7
2.4.	Други повреди	- 7
2.5.	Сведения за персонала	- 8
2.6.	Сведение за въздухоплавателното средство	- 8
2.6.1.	Информация за летателната годност	- 8
2.6.2.	Кратки сведения за технически характеристики на самолета	- 9
2.6.3.	Информация за използваното гориво и неговото състояние	- 12
2.7.	Метеорологична информация	- 12
2.8.	Навигационни средства	- 12
2.9.	Свързки	- 12
2.10.	Информация за летището	- 12
2.11.	Полетни записващи устройства	- 13
2.12.	Сведения за удара и отломките	- 13
2.13.	Медицински и патологични сведения	- 14
2.14.	Пожар	- 14
2.15.	Фактори на оцеляването	- 14
2.16.	Изпитания и изследвания	- 15
2.17.	Информация за организацията и управлението	- 15
2.18.	Допълнителна информация	- 15
3.	Анализ	- 17
4.	Заключение	- 20
4.1.	Изводи	- 20
4.2.	Причини	- 21
5.	Препоръки за осигуряване на безопасността на полетите	- 22

01. СПИСЪК НА ИЗПОЛЗВАНИТЕ СЪКРАЩЕНИЯ

АО	- Авиационен оператор;
АУЦ	- Авиационен учебен център;
ВС	- Въздухоплавателно средство;
ГД „ГВА”	- Главна дирекция „Гражданска въздухоплавателна администрация”;
ДВ	- Държавен вестник;
ГСМ	- Гориво-смазочни материали;
ЗГВ	- Закона за гражданското въздухоплаване;
ЗРПВВЖТ	- Звено за разследване на произшествия във въздушния, водния и железопътния транспорт;
КВР	- Капитално-възстановителен ремонт;
КВС	- Командир на ВС;
МТ	- Министерство на транспорта;
МТИТС	- Министерство на транспорта, информационните технологии и съобщенията;
НЕ	- Начало на експлоатация;
ООД	- Дружество с ограничена отговорност;
ОТО	- Организация за техническо обслужване;
ПИК	- Писта за излитане и кацане с направление;
ПРЕ	- Пролетно-лятна експлоатация;
ПТО	- Програма за техническо обслужване;
РЛЕ	- Ръководство за летателна експлоатация;
РПП	- Ръководство за провеждане на полетите;
САР	- Специализирани авиационни работи;
СЗРАС	- Специализирано звено за разследване на авиационни събития;
ТБД	- Технически борден дневник;
УДЕ	- Удостоверение за допускане до експлоатация;
СPL	- Лиценз за пилот от търговската авиация;
DC	- Прав ток;
EASA	- Европейска агенция за безопасност на авиацията;
ICAO	- Международна организация за гражданска авиация;
UTC	- Универсално координирано време.

1. Увод

Дата и час на авиационното събитие: 25.09.2012 г., 09:46 h местно време.

Уведомени: Дирекция „ЗРПВВЖТ“ и Главна дирекция „Гражданска въздухоплавателна администрация“ при МТИТС на Република България, Европейска агенция за безопасност на авиацията и Европейска комисия на основание на чл. 9, ал. 2 на Регламент 996/2010, Международната организация за гражданска авиация (ИКАО) и Националния борд за безопасност в транспорта на САЩ.

На основание чл. 9, ал. 1, (Изм. - ДВ, бр. 83 от 2004 г., доп., бр. 77 от 2005 г.) на Наредба № 13 от 27.01.1999 г. за разследване на авиационни произшествия, събитието се класифицира от СЗРАС към дирекция „ЗРПВВЖТ“ на МТИТС като авиационно произшествие. Материалите за авиационното събитие са заведени в дело № 07/25.09.2012 г. от архива на СЗРАС.

На основание чл. 142, ал. 2, от ЗГВ на Република България 01.12.1972 г. (посл. изм. и доп. ДВ бр. 60 от 07.08.2012 г.) и чл.10, ал.1 (Изм. - ДВ бр 83 от 2004 г.), от Наредба № 13 на МТ от 27.01.1999 г. за разследване на авиационни произшествия, със заповед № РД-08-548/28.09.2012 г. на министъра на транспорта информационните технологии и съобщенията, е назначена комисия за разследване на авиационното произшествие.

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

На 25.09.2012 в 09:46 h, местно време, самолет Cessna 172 M, рег. знаци LZ-GVP, експлоатиран от авиационен оператор „Фортуна Еър“ ЕООД, излита от писта 09 на летателна площадка Долна баня с двама пилоти и един пътник на борда. Излитането е прекратено и самолетът напуска границите на летателното поле, като търпи тежки повреди. Екипажът и пътника са невредими.

Непосредствена причина:

Излитане със задкрилки на позиция 40⁰, конфигурация за аварийно кацане.

Основна причина:

Грешки на екипажа на ВС в реализиране на технологията на етап „излитане“, довели до пускане на задкрилките на 40⁰.

Съпътстващи фактори, довели до възникване на авиационното произшествие:

- излитане без използване на цялата дължина ПИК;
- не четене на контролна карта за нормални процедури при излитане;
- късно взето решение за прекратяване на излитането от инструктора.

2. Фактическа информация

2.1. История на полета

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

Номер на полета: Номер на полета са регистрационните знаци на самолета – LZ-GVP, има пуснат полетен план.

Вид на полета: Полет по маршрут Долна баня – Дупница – Благоевград – Гоце Делчев – Якоруда – Горна Оряховица.

Последен пункт за излитане: летателна площадка Долна баня.

Време на излитането: 09:45 h местно време.

Планиран пункт за кацане : летище Горна Оряховица.

2.1.2. Подготовка и описание на полета

Авиационен учебен център „Фортуна Еър“ ЕООД” извършва обучение на двама свой пилоти за инструктори по одобрена програма. Със заповеди № 31/18.09.2012 г. и № 32/18.09.2012 г. са назначени екипажите за това обучение в състав на обучаем пилот, инструктор и авиомеханик. Инструкторът е един и същ за двата екипажа. Обучението се осъществява на самолет Cessna 172 M, рег. знаци LZ-GVP, вписан в CAO-CAP на „Фортуна Еър” ООД.

В изпълнение на програмата за обучение на 25.09.2012 г. екипаж съставен от двамата обучаеми изпълнява полет по маршрут Горна Оряховица – Бохот – Долна баня с междинно кацане на летателна площадка Бохот, където се извършва смяна на местата на лява седалка между двамата обучаеми. Преди излитането от Горна Оряховица, към 7:33 h, е извършена пълна проба на двигателя от пилота, който при излитането от Долна баня е в качеството на обучаем инструктор и пилотира самолета от дясна седалка. В Долна баня самолетът каца към 8:58 h на ПИК 27 и спира на перона пред хангара. Цел на кацането на летателна площадка Долна баня е инструкторът да се качи на борда на самолета. В 09:45 самолетът рулира за излитане от ПИК 09. Поради сравнително не голямата дължина на асфалтовото покритие на ПИК, 440 m, излитането започва от грундова полоса преди асфалтовото покритие. Поради противоречия в обясненията на екипажа и свидетелите и поради факта, че излитането се извършва с плавно даване на обороти до излетен режим без спирачки, а не с извеждане на излетен режим на спирачки и след това отпускане на спирачките, е трудно да се установи мястото от където е започнало излитането, но вероятно то е разположено между 20-я и 60-я метър от западния край на асфалтовото покритие. Пилотиращ пилот е обучаемият от дясна седалка. В своето обяснение той пише „Излитането започна след като по време на рулирането задкрилките бяха отклонени на 10^0 (отчетено по показанията на указателя, без визуално да се установи положението на задкрилките)”. Самолетът разгонва скорост бавно за което в обясненията пилотиращият пилот пише: „След като премина границата между грунда и асфалта самолета сякаш загуби мощността и скоростта остана на около 40...45 KIAS (не мога да уточня точно)”. До средата на асфалтовата част на ПИК самолетът (по обясненията на инструктора) достига скорост около 42 KIAS при което пилотиращият пилот предлага на инструктора да се прекрати излитането. Инструкторът взема решение излитането да продължи, като той додаде още малко задкрилки, от порядъка на $1^0...2^0$ до 12^0 . За целта инструкторът натиска ключа за управление на задкрилките за секунда (в съответствие с написаното в обясненията) и го връща в неутрално положение. По негово мнение това ще доведе до излитане на по-малка скорост. След като това не се получава към края на асфалта (на 40...60 m) излитането е прекратено и инструкторът поема управлението. Той притегля шурвала към себе си с цел да намали усилията на носовото колело по грунда отпред. В съответствие с обясненията на пътника, които е главен пилот на АО „Фортуна Еър” ЕООД, след поемане на управлението на самолета от инструктора се чува звук от триене на опашката в асфалта. След края на асфалтовата част на ПИК самолетът преминава още 142 m, до местото на позиционирането му в курс 210^0 . Самолетът е получил значителни повреди, които са описани в параграф 2.3. Няма последствия за екипажа и пътника.

Общият изглед на самолета на мястото на произшествието е показан на фиг. 1, 2, 3 и 4 от Приложение 1.

2.1.3. Местоположение на авиационното събитие

Авиационното произшествие е реализирано на летателна площадка Долна баня. Носът на самолета лежи в точка отдалечена на 142 m от края на асфалтовата част на

ПИК 09 с координати N 42⁰18'31,9" и E 023⁰49'27,9". Събитието е реализирано в светлата част на денонощието в 09:46 h местно време.

2.2. Телесни повреди

Телесни повреди	Екипаж	Пътници	Други лица
Смъртен изход	0	0	0
Сериозни	0	0	0
Отсъстват	2	1	0

2.3. Повреди на ВС

Самолетът е със значителни повреди, като при огледа му на мястото на реализиране на събитието беше констатирано следното:

Силно деформирано витло на самолета. Едната лопата е деформирана в равнината на въртене и е с отчупен връх, а другата е деформирана в посока на оста на самолета. Това може да се види на снимките на фиг. 8 и фиг. 18 от Приложение 1. На фиг. 12, Приложение 1, е показан отчупения връх на лопатата на витлото.

Носовата стойка на самолета е разрушена и самолета лежи върху носовата част на тялото, обтекателите на мотогондолата на двигателя, които са деформирани и имат разкъсване и изходната тръба на изгорелите газове от двигателя, която също е деформирана. Това се вижда на фиг. 5 от Приложение 1.

По дясното полукрило на самолета няма видими деформации, но на външния обтекател на полукрилото е счупено остъкленieto на аеронавигационната светлина и има следи от трева, фиг. 3 от Приложение 1.

По опасната част, отдолу под вертикалния стабилизатор има следи от триене.

Левият хоризонтален стабилизатор е деформиран, като конструкцията му е огъната на разстояние 0,62 m от изходния ръб на предния надлъжник. Има следи от триене по долната повърхност на левия хоризонтален стабилизатор. Има деформации на лявата част на хоризонталното кормило в мястото на закрепване, фиг. 9 от Приложение 1.

Лявата основна стойка е разрушена от възела на закрепване към тялото, фиг. 6 от Приложение 1.

Разрушено задното ляво остъкление на кабината. Деформирана е лявата врата на кабината.

Обшивката на задкрилката на лявото полукрило е деформирана, като е огънат и носещия стрингер на задкрилката, фиг. 7 от Приложение 1.

Елеронът на лявото полукрило е в неутрално положение с разкъсана обшивка в левия край.

Лявото полукрило е със значителни деформации по обшивката в областта на закрепване на задкрилката. Предният надлъжник на крилото е огънат на разстояние 0,6 m от изходния ръб на обтекателя, като самият обтекател е силно деформиран. Има деформации по крилото в областта на закрепването му към тялото. Това може да се види на фиг. 3 и фиг. 7 от Приложение 1.

2.4. Други повреди

Няма други повреди.

2.5. Сведения за персонала

2.5.1. Командир на самолет, инструктор – 68 годишен.

Свидетелство за правоспособност: ATP(A), дата на първоначално издаване от ГД „ГВА” 29.08.2011 г., валидно до 29.08.2016 г.

Свидетелство за медицинска годност, клас 1 от 22.08.2012 г. и валидно до 14.01.2013 г.

Квалификационни отметки: Инструктор SEP(land)-FI(A), TMG- FI(A).

Извършени проверки:

- проверка на тренажор за типа самолет - не се изисква ;
- проверка в полет на самолет – Cessna 172M - 20.04.2012 г.

Летателен опит:

Общо пролетени часове: 8429 h;

На типа ВС: 148 h.

Информация за работното време и почивките:

Пролетени часове:

- за последните 24 часа - 00:00 h;
- за последните 30 дни – 39:15 h;
- за последните 90 дни - 76:25 h;
- време за почивка - преди началото на полета е почивал 12 h.

2.5.2. Обучаван инструктор – 45 годишен.

Свидетелство за правоспособност: CPL(A), дата на издаване от ГД „ГВА” 04.01.2012 г., валидно до 04.01.2017 г.

Свидетелство за медицинска годност, клас 1 заверено от ГД „ГВА” на 26.03.2012 г. и валидно до 30.03.2013 г.,

Квалификационни отметки: SEP(land)-командир на самолет.

Извършени проверки:

- проверка на тренажор на типа самолети - не се изисква;
- проверка в полет на самолет - C 172 – 16.02.2012г.

Летателен опит:

Общо пролетени часове: 4274:35 h;

На типа ВС: 50:30 h.

Информация за работното време и почивките:

Пролетени часове:

- за последните 24 часа - 00:00 h;
- за последните 30 дни - 50:30 h;
- за последните 90 дни - 64:22 h;
- време за почивка - преди началото на полета е почивал 12 h.

Екипажът притежава необходимата квалификация за изпълнение на полета.

2.6. Сведения за въздухоплавателното средство

2.6.1. Информация за летателната годност

Самолет Cessna 172 M, рег. знаци LZ-GVP, сериен № 17265860, е произведен 1976 г. от Cessna Aircraft Company, USA. Удостоверението за регистрация на самолета има № 2315 и е издадено от ГД „ГВА” на 27.10.2010 г. Самолетът е собственост на „Фортуна Еър” ЕООД и е вписан в CAO за CAP № BG AW 437 с валидност до 30.03.2013 г. Самолетът има издадено от ГД „ГВА” Удостоверение за летателна

годност № 2315 на 27.10.2010 г. Удостоверение за преглед на летателна годност на самолета с № BG-ARC - 2315 е издадено на 13.04.2011 г. и е с валидност до 12.04.2012 г. На същото е издадено първо продължение, което е валидно до 11.04.2013 г. Към момента на реализиране на събитието самолета има валидно удостоверение за летателна годност.

На самолетът е издадено Удостоверение за съответствие с нормите за авиационен шум с № 2315. Удостоверението е издадено от ГД „ГВА” на 26.11.2010 г. В т. 7 на това удостоверение е записано Двигател: Lycoming O-320-D2D, а във формуляра на двигателя е записан модел O-320-E2D. Така е записан модела и на идентификационната табела монтирана на самия двигател. В т. 8 на удостоверението е записан Въздушен винт: McCaulley 1C160 DTM 7553, а във формуляра на въздушния винт е записан модел 1C160 DTM 7557.

От началото на експлоатацията до деня на реализиране на събитието самолетът има пролетени 6755:20 h.

Подържането на летателната годност на самолета се осъществява в съответствие с „Програма за техническо обслужване на самолет CESSNA 172 M с рег. знаци LZ-GVP”. Програмата е одобрена от ГД „ГВА” на 10.01.2011 г. В съответствие с тази програма на 24.09.2012 г. на самолета и оборудването му е извършено 100 часово базово техническо обслужване. За извършване на същото е издадено удостоверение за допускане до експлоатация, подписано от ръководител на ТО на „Фортуна Ер”.

На самолета е монтиран авиационен бутален двигател модел Lycoming O-320-E2D, заводски № L-29976-27A. До момента на реализиране на събитието двигателят е наработил 302:10 h след капитално възстановителен ремонт, при междуремонтен ресурс 2000 летателни часа.

На самолета е монтирано въздушно витло модел McCaulley 1C160 DTM 7557, заводски № LG 029. До момента на реализиране на събитието витлото е наработило 302:10 h след капитално възстановителен ремонт, при междуремонтен ресурс 2000 летателни часа.

В съответствие с програмата за ТО преди първият полет за деня на самолета е извършена предполетна инспекция от определения със заповед на главния пилот на АО „Фортуна Ер” авиомеханик. Инспекцията е отбелязана в технически борден дневник № 000066. няма вписани забележки от инспекцията.

Кацането на летателна площадка Бохот не е вписано в техническия борден дневник.

Преди излитането от летателна площадка Долна баня е попълнен технически борден дневник № 000067. В този дневник за командир е вписан инструкторът, който се е разписал за извършване на предполетен преглед на самолета. Няма вписани забележки от инспекцията. Отбелязано е за наличие на 150 литра гориво на борда.

Като има предвид посоченото в този параграф комисията приема, че преди извършване на последния полет ВС е подготвено в съответствие с изискванията за поддържане на летателната годност и е заредено с достатъчно гориво за неговото реализиране.

2.6.2. Кратки сведения за техническите характеристики на самолета

2.6.2.1. Основни сведения за самолета

- Назначение и условия за експлоатация:

Аеродинамичната компоновка на самолет Cessna 172 M представлява изцяло металически моноплан с горно разположение на крилото, триопорен неприбераем колесник с носово колело и четириместна кабина.

Самолетът се експлоатира с бутален четири цилиндров двигател на Lycoming модел O-320-E2D с въздушно охлаждане. Въздушното витло е двулопатно с фиксирана стъпка. Конструкцията и оборудването на самолета позволяват изпълнение на дневни, а при допълнително оборудване и на нощни полети на височина до 4000 метра.

Излитането и кацането може да се осъществява от грунтови и бетонни писти.

Самолетът Cessna 172 M, рег. знаци LZ-GVP, е сертифициран за категория „нормална“ и има максималната излетна маса 1043 kg.

- Геометрични характеристики:

- дължина - 8,20 m;
- разпереност - 10,97 m;
- височина 2,90 m;
- ъгъл на отклонение на задкрилките - 0° до 40° ;
- диаметър на витлото – 1,9 m;
- клиранс на витлото – 0,2984 m.

- Летателни характеристики:

- скорост на отлепване на носовото колело с прибрани задкрилки – 55 KIAS;

- ъгъл на пускане на задкрилки при нормално излитане 0° ;
- ъгъл на пускане на задкрилки при нормално кацане 20° ;
- дължина на засилване при стандартни атмосферни условия и максимална излетна маса - 264 m, при максимална излетна маса, надморска височина 610 m и температура на въздуха 20° , дистанцията нараства на 328 m;
- излетна дистанция до достигане на височината на стандартното препятствие 15 m и при стандартни условия - 465 m. При маса 1043 kg, надморска височина 610 m и температура 20° дистанцията нараства на 578 m;

2.6.2.2. Експлоатационни ограничения

- максималната излетна маса на самолета 1043 kg;
- максималната маса на самолета за кацане 1043 kg;
- сривна скорост при прибрани клапи – 50 KIAS;
- сривна скорост при спуснати клапи – 44 KIAS;
- максимално допустима скорост -160 KIAS;
- максимална експлоатационна скорост - 128 KIAS;
- максимална скорост на вятъра при излитане и кацане 28 km/h;
- максимална далечина на полета 1185 km.

2.6.2.3. Пресмятане на масата и центровката на самолета

Маса и центровка на самолет Cessna 172 M, рег. знаци LZ-GVP, е пресметната за полета при който е реализирано авиационното пришествие при излитане от площадка Долна баня на 25.09.2012 г.

Ползвани са данни от представен от оператора протокол за центровката и баланс на самолета от 09.10.2009 г. В съответствие с този протокол масата на празен самолет е 660 kg, инерционният момент е 67842 cmkg (58884 lb-in) и рамото е 102,9 cm.

В протокола на комисията по разследване от деня на реализираното събитие се посочва, че екипажа се е състоял от трима мъже с обща маса 3 по 80 kg. Констатираното количество гориво е в границите на 100...110 l бензин А 98Н с плътност $748,6 \text{ kg/m}^3$. (плътността на горивото е определена при лабораторни изпитания, отразени в протокол № 461/09.09.2012г. от ГСМ лаборатория на летище София). Масата на маслото в двигателя е 6 kg (7.5 l), съгласно направения запис в ТБД.

На борда на ВС не беше намерен график с определена центровка на ВС за реализирания полет.

Съгласно раздел 6 от ръководството за летателна експлоатация на самолета, и наличните данни, теглото и центровката на самолета са както следват:

Разчетна задача	Маса (kg)	Маса (lb)	Момент/1000 (lb-in)
Маса на празен самолет	660	1453	58884
Маса на горивото	80	176 (28Gal)	8500
Маса на пилотите от предни седалки	160	353	13500
Маса на пътника от задна седалка	80	176	13000
Обща маса и момент	980	2160	93884
Максимална маса	1043	2300	

Инерционния момент / 1000 е 93884 lb-in, а центъра на масата при излетна маса 2160 lb е $93884:2160=43,5$ in, при допустим диапазон 37...47,3 in.

Съгласно фигура 6-7 от РЛЕ, пресечната точка на инерционния момент 93884 lb-in и масата 2158 lb на самолета е в допустимите граници.

Следователно натоварването и центровката съответстват на експлоатационните изисквания.

2.6.2.4. Процедури при излитане

В съответствие с раздел 4 „Нормални процедури” на РЛЕ на самолета при излитане се изпълняват следните процедури:

- Предполетна инспекция на самолета;
- Процедури преди стартиране на двигателя;
- Процедури свързани със стартиране на двигателя;
- Процедури преди излитане;

Процедури при излитане - задкрилки „прибрани”; клапа на карбуратора в позиция „студено”; дросел на двигателя на напълно отворено положение; повдигане на носовото колело посредством управление на кормилото за височина при достигане на скорост 55 KIAS;

Забележка: Ъгълът на пускане на задкрилките при нормално излитане е 0^0 , а при определени условия (съкратена дистанция) до 10^0 . Не е разрешено излитане със задкрилки спуснати на повече от 10^0 ;

Набиране на височина - при достигане на скорост 70...80 KIAS;

Установено е, че на самолет C 172 M, рег. знаци LZ-GVP, управлението на задкрилките се осъществява посредством три позиционен ключ. Ключът се фиксира в горна, средна и долна позиция, като преместването е ръчно. В долна позиция задкрилките се спускат, в средна движението им се преустановява, а в горна задкрилките се прибират. Добавъчно прибиране или спускане на клапите може да се извършва чрез натискане на ключа в съответната посока и прекъсване действието на ключа на задкрилките чрез поставяне в изключено (средно) положение. След пълното прибиране ключа трябва да се върне в средно изключено положение. Нормално времето за пълно спускане на задкрилките в полет е 9 s, а цялостното им прибиране в полет се осъществява приблизително за 7 s.

На фиг. 13 от Приложение 1 се вижда ключа за управление на задкрилките в неутрално положение.

Няма информация преди излитането екипажа да е чел карта с нормалните процедури при излитане

2.6.3. Информация за използваното гориво.

В съответствие с направените записи в бордните дневници самолетът е зареден с 180 l гориво при излитането от летище Горна Оряховица. При излитането от летателна площадка Долна баня в дневника е отбелязано налично гориво 150 l, а в дневника на летището е отбелязано 100 l. Последните два записа са направени от с подпис на инструктора. От горивните резервоари на мястото на събитието са източени 100 l гориво, като известно количество гориво беше изтекло от дренажа на левия резервоар. В бордния дневник няма запис за типа на горивото. Горивото е автомобилен бензин А-98Н. На страница 2-9 в РЛЕ на самолета е посочено, че за същия трябва да се използва авиационен бензин с октаново число по-високо от 80/87.

На мястото на реализиране на събитието от самолета бяха източени за проба 2,5 l бензин. Част от тази проба 1,5 l беше изследвана в ГСМ – Химическа лаборатория на летище София. Резултатите от тези изследвания са отразени в Протокол за анализ № 461, който е приложен в папката с документи по разследването.

Получените резултати не съответстват с нормите на ASTM D 910 в частта фракционен състав, като по 6 пункта получените резултати показват наличие на по-тежки фракции.

2.7. Метеорологична информация

Метеорологичната обстановка на летателна площадка Долна баня към 09:30 h на 25.09.2012 г. е следната:

- температура - 20⁰ C;
- налягане - 960 mb;
- вятър – 0 m/s;
- видимост – над 10 km.

Метеорологичната обстановка не е повлияла на реализиране на събитието.

2.8. Навигационни средства

Стандартно навигационно оборудване на самолета.

2.9. Свързки

Стандартното свързочно оборудване на самолета.

2.10. Информация за летището

Полетът при който е реализирано събитието се осъществяват от сертифицирана летателна площадка Долна баня. В съответствие с ръководството за експлоатация същата притежава ПИК с:

- направление 090⁰/270⁰;
- размери 800/25 m, от тях
 - 440 m асфалтобетон;
 - 280 m грунд в западната част;
 - 80 m грунд в източната част.

При тези размери на ПИК няма крайни участъци за безопасност.

ПИК на летателната площадка позволява безпрепятствено излитане на типа самолет с който е реализирано събитието.

Контролната точка на летателната площадка (средата на летателното поле) е с координати: N 42⁰18'30.65" и E 23⁰49'13.50". Надморската височина е 542 m.

2.11. Полетни записващи устройства

Не се използват на ВС.

2.12 Сведения за удара и отломките

При пристигане на представители на комисията за разследване на мястото на реализиране на събитието самолетът лежи в курс 210° на грунда с разрушени носова и лява основни стойки и отворена лява врата, така както се вижда на фиг. от 1 до 8 от Приложение 1, на 62 m от осигуряващия безопасен подход отвор в източната част на оградата на летателната площадка. В тази си част оградата се разполага на 80 m от източния праг на пистата. Мястото на носа на самолета е с координати: северна ширина $N 42^{\circ}18'31,9''$ и източна дължина $E 023^{\circ}49'27,9''$. Огледът се извърши от носа на самолета в посока по часовата стрелка. При огледа беше констатирано следното:

Силно деформирано витло на самолета. Едната лопата е деформирана в равнината на въртене и е с отчупен връх, а другата е деформирана в посока на оста на самолета. Това може да се види на снимките на фиг. 8 и фиг. 18 от Приложение 1. На фиг. 12 е показан отчупения връх на лопатата на витлото. Той е разположен е на 12,74 m от носа на самолета в посока, отклонена на 120° от оста на самолета. В същата посока на разстояние 19 от носа на самолета се забелязват първите следи от витлото, фиг. 10 от Приложение 1.

Носовата стойка е разрушена и самолета лежи върху носовата част на тялото, обтекателите на мотогондолата на двигателя, които са деформирани и имат разкъсване и изходната тръба на изгорелите газове от двигателя. Вилката на носовото колело е разрушена, като самото колело лежи на 1,90 m от носа в посока перпендикулярна на оста на самолета, както се вижда от снимката на фиг. 5. Състоянието на носовата гума е добро. Непосредствено пред колелото има дупка с размери – дължина 0,90 m, широчина 0,30 m в най широката част и дълбочина 0,12 m в най дълбоката част. След колелото на разстояние 2,30 m се разполага яма с размери – дължина 0,6 m, най-голяма широчина 0,6 m и дълбочина до 0,19 m. На разстояние 0.3 m от нея има следа от удар с дължина 0,3 m и широчина 0,23 m.

Перпендикулярно на оста на самолета в равнината на оста на дясното основно колело на разстояние 2,20 m се разполага яма с размери – дължина 0,7 m, най-голяма широчина 0,75 m и дълбочина до 0,20 m, вероятно следата е от удар на колелото на лявата стойка, която е разрушена.

Състоянието на дясната гума е добро.

По дясното полукрило на самолета няма видими деформации, но на външния обтекател на полукрилото е счупено остъкленieto на аеронавигационната светлина и има следи от трева.

Елеронът на дясното полукрило е отклонен надолу на 0,05 m по изходния ръб.

Задкрилката на дясното полукрило е отклонена надолу, като това отклонение е 0,395 m по изходния ръб от залеза на крилото.

По дясната страна на тялото, след носовата част, няма видими деформации.

Хоризонталното кормило е отклонено леко нагоре, като отклонението на атакуващия ръб на рога на кормилото от залеза на десния хоризонтален стабилизатор е 0,035 m. Тримерът на хоризонталното кормило е отклонен нагоре по изходния ръб на 0,025 m. Левият хоризонтален стабилизатор е деформиран, като конструкцията му е огъната на разстояние 0,62 m от изходния ръб на предния надлъжник. Има следи от триене по долната повърхност на левия хоризонтален стабилизатор. Има деформации на лявата част на хоризонталното кормило в местото на закрепване.

Вертикалният стабилизатор и вертикалното кормило са без видими деформации. Вертикалното кормило е отклонено наляво, като атакуващият ръб на неговият рог е отклонен на 0,05 m от залеза на вертикалния стабилизатор.

По опашната част, отдолу под вертикалния стабилизатор има следи от триене.

От лявата страна на тялото до отсека на багажника няма видими деформации.

Лявата основна стойка е разрушена от възела на закрепване към тялото. Състоянието на лявата гума е добро.

Разрушено задното ляво остъкление на кабината. Деформирана е лявата врата на кабината.

Задкрилката на лявото полукрило е отклонена надолу, като това отклонение е 0,35 m по изходния ръб от залеза на крилото. Обшивката на задкрилката е деформирана, като е огънат и носещия стрингер на задкрилката.

Елеронът на лявото полукрило е в неутрално положение с разкъсана обшивка в левия край.

Лявото полукрило е със значителни деформации по обшивката в областта на закрепване на задкрилката. Предният надлъжник на крилото е огънат на разстояние 0,6 m от изходния ръб на обтекателя, като самият обтекател е силно деформиран. Има деформации по крилото в областта на закрепването му към тялото. До гърловините за зареждане с гориво и на двете полукрила има надписи „само 100 октана”.

В горивните резервоари имаше около 100...110 литра гориво, основно в левия горивен резервоар, като на същия имаше лек теч на гориво от дренажния тръбопровод.

В кабината на самолета бяха заснети приборните табла и положението на органите за управление на самолета и двигателя. Същите са показани на снимки обозначени, като фиг. 13, фиг. 14 и фиг. 15 от Приложение 1, направени са и други снимки, които са приложени в папката с документи по разследването. Главният прекъсвач е поставен в положение изключено от пилота на лява седалка, същият е затворил и горивния кран и е поставил ключа на запалване на двигателя в положение изключено.

Беше извършен външен оглед на двигателя при който не бяха констатирани течове на гориво и масло. Наличното масло по масломерната линия на двигателя, които беше наклонен на дясно, е на белега 6 (кварт). Тръбопроводите и кабелите в двигателния отсек са в добро състояние. Беше проверено състоянието на въздушния филтър, същият е в добро състояние, както се вижда на снимката показана на фиг. 22. Клапата за въздушния поток е в положение, което осигурява директен достъп на въздуха към карбуратора, снимката на фиг. 19, при положение на жилото за управление на клапата в кабината – крайно предно. Свещите на двигателя са чисти и в добро състояние. На фиг. 21 е показана долната свещ от трети цилиндър, която е в най-неблагоприятни температурни условия. Снимките на останалите свещи са в папката с документи по разследването. На фиг. 20 е показана снимка с идентификационната табела на двигателя

2.13. Медицински и патологични сведения

Не са извършвани допълнителни медицински и патологични изследвания.

2.14. Пожар

Не е възниквал.

2.15. Фактори на оцеляването

Екипажът и пътника са използвали предпазителни колани. Не е използвана системата за аварийно отваряне на вратите.

След спирането на самолета към мястото на събитието се отправя аварийна група от трима служители от летателна площадка Долна баня с аварийен автомобил, радиостанция и оборудване за оказване на първа помощ. При пристигане на група на мястото екипажът и пътника вече са напуснали самолета и не се нуждаят от медицинска помощ. Групата загражда мястото на разполагане на самолета и останките

с обезопасителна лента и пазачът на летателната площадка остава да го охранява до пристигане на група от дирекция „ЗРПВВЖТ” на МТИТС.

2.16. Изпитания и изследвания

За целите на техническото разследване са проведени:

- оглед на мястото на събитието, сертифицирана летателна площадка Долна Баня;
- оглед на самолет Cessna 172 M, рег. знаци LZ-GVP, след реализираното събитие;
- беседи с екипажа и пътника на ВС;
- беседа със свидетели на реализираното събитие;
- проучване и анализ на експлоатационна документация на ВС;
- оценка на летателно-експлоатационни характеристики на ВС;
- изследване на състоянието на двигателя на ВС с цел установяване на възможността за частична загуба на мощност по време на излитането на самолета;
- изследване на състоянието и функционирането на системата за управление на положението на задкрилките;
- изследване на състоянието и функционирането на системата за сигнализация на положението на задкрилките;
- логико-вероятностен анализ на възможните причини за авиационното събитие.

2.17. Информация за организацията и управлението

Дейностите по организация и провеждане на полетите в АУЦ „Фортуна Еър” се осъществяват в съответствие с одобрено от ГД „ГВА” „Ръководство за експлоатация”.

В параграф 1.7. на това ръководство е записано „при полети за обучение превоз на пътници се забранява”. В параграф 2.1.2 и 2.3 третото лице на борда на ВС, това което се разполага на задната седалка, е записано като пътник. В технически борден дневник № 000067 тава лице е записано като член на екипажа. Няма заповед за формиране на такъв екипаж.

2.18. Допълнителна информация

След реализираното произшествие на летище Долна баня самолет С 172 M, рег. знаци LZ-GVP, е преместен с разрешение на комисията за разследване на събитието за понататъшно съхранение и ремонт в хангар на базовото летище на АО „Фортуна Еър” ЕООД, летище Горна Оряховица.

С цел установяване на причината за реализираното събитие комисията реши на самолета да бъдат извършени следните проверки:

1. Проверка изправността на двигателя с цел установяване на възможността за частична загуба на мощност по време на засилване на самолета.
2. Проверка състоянието и функционирането на системата за управление на положението на задкрилките.

За извършване на тези проверки на 04.10.2012 г. на летище Горна Оряховица пристигна група от назначената със заповед РД-08-548/28.09.2012 г. на Министъра на транспорта информационните технологии комисия.

При решаване на посочените по-горе въпроси беше извършено следното:

По проверката отбелязана като № 1 „Проверка изправността на двигателя с цел установяване на възможността за частична загуба на мощност по време на разбега на самолета”.

На мястото на събитието е извършена проверка на положението на клапата за подгриване на карбуратора при което е констатирано, че тя е в положение „студено”, т. е. в карбуратора се подвежда хладен въздух, фиг. 19 от Приложение 1. Тази позиция на клапата съответства на позицията изисквана за режим на излитане на самолета в съответствия с изискванията на РЛЕ (Ръководство за летателна експлоатация). Беше извършена и проверка на състоянието на въздушния филтър и на свещите на двигателя. Въздушния филтър беше чист, а свещите в добро състояние. Посочените проверки са документирани на снимки, които са приложени в електронната папка с материали по разследването.

В хангара на АО „Фортуна Еър” двигателя беше монтиран на специално изработен за целта стенд на който беше извършено:

- външен оглед на двигателя – не бяха забелязани нехарактерни изменения на външния вид, като огъвания, вдлъбнатини, пукнатини, течове, протривания на тръбопроводи, кабели и др.;

- развъртане на коляновия вал на двигателя, същия се въртеше без наличие на повишено съпротивление;

- измерване на свръхналягането в цилиндрите с помощта на състен въздух и специално приспособление, фиг. 26 от Приложение 1. При това измерване бяха констатирани следните стойности – за първи цилиндър 75 psi, за втори цилиндър 74 psi, за трети цилиндър 74 psi, за четвърти цилиндър 75 psi. Няма отклонение от техническите изисквания;

- Проверено беше функционирането на двата магнета, които при завъртане на коляновия вал даваха искра;

- Проверено беше за наличие на гориво в карбуратора и състоянието на филтъра на входа в карбуратора – в карбуратора имаше гориво и филтъра на карбуратора беше чист;

- Проверено беше състоянието на маслото в картера на двигателя и състоянието на масления филтър, не бяха забелязани отклонения от техническите изисквания.

Резултатите от извършените проверки са документирани със снимки, които са приложени в електронната папка с материали по разследването.

Като имат предвид резултатите от извършените проверки представителите на комисията приемат, че не е имало нарушения в нормалната работа на двигателя, които да предизвикат реализираното събитие, но препоръчват на АО двигателят да бъде изпратен за контролно разглобяване в ремонтно предприятие. Копие от резултатите от това разглобяване да бъде изпратено на комисията.

По проверката отбелязана като № 2 „Проверка състоянието и функционирането на системата за управление на положението на задкрилките”.

Беше извършен оглед на позицията на задкрилките при свалени полукрила:

- Задкрилката на дясното полукрило е фиксирана в напълно пуснато положение от положението на червячната предавка, която заедно с електромотора за нейното задвижване е разположена в това полукрило, фиг. 25 от Приложение 1. Целият механизъм за задвижване е в добро състояние, както се вижда от показаната снимка. При това състояние на механизма е невъзможно самопроизволно (без неговото задействане) пускане на клапата.

Беше извършен функционален тест и замерване на захранването на ключа за спускане и прибиране на задкрилките. Електрическата схема на веригата е показана на снимката на фиг. 24 от Приложение 1.

При подадено захранване от 12 V (DC) и положение на ключа в неутрално положение, двете захранващи вериги, за спускане и прибиране на задкрилките са

обезточени. От това следва, че самопроизволно пускане или пребиране на задкрилките е невъзможно.

Допълнително, след изготвяне на проекта за окончателен доклад беше извършено изследване на състоянието и функционирането на системата за сигнализация на положението на задкрилките. Извършеното изследване е отразено в Технически акт, приложен към материалите по разследването. Не бяха констатирани отклонения във функционирането на компонентите от системата.

3. Анализ

В съответствие с обясненията на екипажа, при проведените беседи за изясняване на обстоятелствата по реализиране на авиационното произшествие и обяснения на свидетели, излитането на ВС е прекратено поради недостигане на необходимата скорост за отлепване на самолета. Прекратяването на излитането води до повредите описани в параграф 2.3.

Комисията за разследване, като има предвид изложеното до тука, разгледа две основни хипотези за реализиране на събитието.

Първа хипотеза: Събитието е резултат от технически проблеми, предизвикали намаляване темпа на нарастване на скоростта на движение на самолета при засилването, довело до прекратено излитане.

Втора хипотеза: Грешки на екипажа на ВС в реализиране на технологията на етап „излитане” на самолета, довели до прекратено излитане.

По първата хипотеза:

До намаляване на темпа на нарастване на скоростта на движение на самолета при засилване биха могли да доведат всички онези технически проблеми, които биха довели да падане на мощността на витло-моторната група, до увеличаване на аеродинамическото съпротивление на самолета и до повишаване на съпротивлението при търкаляне на колелетата на колесника..

Относно възможността за падане на мощността на витло-моторната група в параграф 2.18 са описани извършени изследвания, целящи установяване на възможността за частична загуба на мощност по време на засилване на самолета. Като има предвид резултатите от извършените изследвания и обясненията на екипажа във връзка с функционирането на двигателя, комисията за разследване приема, че не е имало нарушения в нормалната работа на двигателя, които да предизвикат реализираното събитие,

Относно възможността за увеличаване на аеродинамичното съпротивление на самолета.

Аеродинамичното съпротивление на самолета зависи от излетната конфигурация на същия. В съответствие с посоченото в параграф 2.6.2.4 „Процедури при излитане” самолет С 172 М излита нормално със задкрилки в прибрано положение на 0^0 . При съкратена дистанция на излитане може да се пускат задкрилки до 10^0 . Не е разрешено излитане със задкрилки спуснати на повече от 10^0 . При кацане задкрилките могат да бъдат отклонени до 40^0 . С увеличаване на ъгъла на отклонение на задкрилките нараства коефициентът на подемна сила c_y . Паралелно с него нараства и коефициента на аеродинамично съпротивление c_x , при това c_x нараства по-бързо от c_y . Поради това обстоятелство скоростта на самолета при достигане на височината на стандартното препятствие е по-малка при спуснати задкрилки при излитане отколкото при прибрани задкрилки и за да продължи набора на височина е необходимо нейното увеличаване.

На самолет С 172 М, рег. знаци LZ-GVP, управлението на задкрилките се осъществява посредством три позиционен ключ. Ключът се фиксира в горна, средна и долна позиция, като преместването е ръчно. В долна позиция задкрилките се спускат, в

средна движението им се преустановява, а в горна задкрилките се прибират. В крайно спуснато или прибрано положение на задкрилките, крайни изключватели преустановяват движението им. Добавъчно прибиране или спускане на задкрилките може да се извършва чрез натискане на ключа в съответната посока и прекъсване действието на ключа на задкрилките чрез поставяне в изключено (средно) положение. След пълното прибиране на задкрилките ключът трябва да се върне в централно изключено положение. Нормално времето за пълно спускане на задкрилките в полет е 9 s, а цялостното им прибиране в полет се осъществява приблизително за 7 s.

В параграф 2.18 са описани извършени изследвания, целящи проверка състоянието и функционирането на системата за управление на положението на задкрилките. При тази проверка е констатирано добро състояние на механизма за спускане и прибиране на задкрилките и нормално функциониране на ключа за спускане и прибиране на задкрилките при което самопроизволно пускане и прибиране на задкрилките е невъзможно.

При посочените обстоятелства комисията приема, че аеродинамичното съпротивление на самолета ще се определя от положението на задкрилките, зададено с помощта на ключа от пилотиращия пилот или от инструктора.

На мястото на окончателното спиране на самолета, след реализиране на събитието, комисията констатира, че задкрилките са в максимално пусната позиция, която съответства на тяхното отклонение на 40^0 . На крайния етап на реализиране на събитието самолетът е в конфигурация, която предполага максимални стойности на аеродинамичното съпротивление. Тази конфигурация обаче не е резултат от ненормална работа на системата за управление на положението на задкрилките.

Относно нарушаване на нормалното функциониране на колелата на колесника при засилването довело до повишено съпротивление и забавяне на темпа на нарастване на скоростта при излитане:

На мястото на окончателното спиране на самолета беше установено, че гумите и колелетата са запазили конструктивната си цялост. Предният ден на самолета е извършено 100 часово базово техническо обслужване, при което са проверени и прегресирани лагерите на колелетата. По време на излитането и кацането при предния полет няма забележки свързани с функционирането на колесника. Няма такива и по време на рулирането и заемане на позиция за излитане.

Изложеното до тука прави много малко вероятна първата хипотеза: Събитието е резултат от технически проблеми, предизвикали намаляване темпа на нарастване на скоростта на движение на самолета при засилването, довело до прекратено излитане.

По втората хипотеза:

На определен етап от засилването, при достигане на средата на асфалтовата част на полосата пилотиращият пилот забелязва бавния темп на нарастване на скоростта и предлага на инструктора излитането да бъде прекратено. Последният взема решение то да продължи и предприема действия след които създамата се ситуация има само един изход, прекратяване на излитането.

Какви могат да бъдат причините за бавния темп на нарастване на скоростта на първия етап на излитането (до момента на засилване, когато пилотиращия пилот предлага на инструктора да бъде прекратено излитането).

Като се има предвид изложеното при разглеждане на първата хипотеза причините за бавния темп на нарастване скоростта могат да бъдат две:

- повишено аеродинамично съпротивление на самолета поради вероятна възможност задкрилките да се намират на позиция пуснати на повече от 10^0 , без да се изключва възможността да са били дори на позиция 40^0 и

- повишено съпротивление при търкаляне поради вероятно неволно натискане на спирачки в процеса на засилването от пилотиращия пилот или от инструктора.

Относно положението на задкрилките, колкото е по-голям ъгълът на тяхното отклонение, толкова по-голямо ще е съпротивлението. В съответствие с записаното на стр. 4-14 в РЛЕ на самолета не се допуска излитане със задкрилки пуснати на ъгъл по-голям от 10° . Няма информация преди излитането екипажа да е чел карта с нормалните процедури при излитане. При кацане от предния полет задкрилките са били на позиция 20° . Пилотиращият пилот твърди, че при кацането след предния полет той е поставил задкрилките на позиция 0° и при започване на полета в който е реализирано събитието ги е поставил в положение 10° , по позиция на указателя но не е погледнал през остъкления да види действителното положение на задкрилките. При това положение на задкрилките излитането би следвало да се осъществи на по-къса дистанция. Това не би било необходимо да се прави при положени, че за излитане се ползва цялата дължина на пистата. В съответствие с публикуваните размери на пистата зад гърба на самолета е останала 220...260 m от грундовата част на пистата в зависимост от приетия вариант на нейно използване (по информация от екипажа или по информация от очевидците).

Системата за пускане на задкрилките на този самолет има такава особеност, че да се прекрати пускането на задкрилките на дадена позиция е необходимо превключвателят да се върне в неутрално положение. Това създава възможност желаната позиция да бъде подмината, след което да се наложи връщане на задкрилката. Няма информация за такова донагласяване на позицията на задкрилките. Ако задкрилката е подминала допустимата позиция от 10° , аеродинамичното съпротивление е по-голямо и темпа на нарастване на скоростта на ВС ще падне. Вероятността за такова подминаване на желаната позиция на задкрилките нараства и от факта, че в своите обяснения пилотиращия пилот е посочил, че задкрилките са пуснати по време на рулирането за излитане. Излитането започва с плавно даване на обороти до излетен режим без спирачки.

Относно вероятността за неволно натискане на спирачките в процеса на засилване. Такава вероятност съществува поради конструкцията на педалите на ВС, която дава възможност при поставени крака на педалите, които служат за управление на вертикалното кормило и за управление на спирачките, неволно да бъдат задействани спирачките. Снимка на педалите на самолета е показана на фиг. 15 от Приложение 1. В съответствие с думите на пилотиращия пилот той е почувствал задържането след преминаване от самолета на границата между грунда и асфалта. Тогава в резултат на изменение на съпротивлението при търкаляне е най-вероятно неволно да са задействани спирачките.

Възможно е и комбинирано въздействие на двата фактора – повишено аеродинамично съпротивление и непреднамерено създаване на спирачен момент.

Инструкторът взема решение излитането да продължи, като той додаде още малко задкрилки, от порядъка на 1° ... 2° до 12° . За целта инструкторът натиска ключа за управление на задкрилките за секунда (в съответствие с написаното в обясненията му) и го връща в неутрално положение. Тука намесата на инструктора в управлението е неправомерна, тъй като той би следвало да поеме управлението и след това да предприема коригиращи действия. Като се имат предвид конструктивните особености на системата за управление на положението на задкрилките на този самолет е трудно да се прецени от какво положение е започнало допускането на задкрилките и до какво положение е завършило, но като резултат, на мястото на окончателното позициониране на самолета, задкрилките са в позиция на максимално пуснато положение. Тази позиция в РЛЕ се препоръчва само при реализиране на аварийно кацане.

По мнение на инструктора добавянето на задкрилките ще доведе до излитане на по-малка скорост. След като това не се получава към края на асфалта (на 40...60 m) инструкторът поема управлението и прекратява излитането. Той притегля шурвала към себе си с цел да намали усилията на носовото колело по грунда отпред. В съответствие с обясненията на пътника, който е главен пилот на АО „Фортуна Еър“, след поемане на управлението на самолета от инструктора се чува звук от триене на опашката в асфалта. Следа от триене има по опашната част на самолета, но на асфалта не беше открита такава. След края на асфалтовата част на ПИК самолетът преминава още 142 m, до мястото на позиционирането му в курс 210⁰. Повредите получени от самолета са описани в параграф 2.3.

Изложеното прави по вероятна втората хипотеза „Грешки на екипажа на ВС в реализиране на технологията на етап „излитане“ на самолета, довели до прекратено излитане“. Тези грешки основно са свързани с пускане на задкрилките на позиция 40⁰, конфигурация за аварийно кацане.

4. Заключение

4.1. Изводи

- Самолет Cessna 172 M, рег. знаци LZ-GVP, сериен № 17265860, е произведен 1976 г. от Cessna Aircraft Company, USA..

- Самолетът има валидно удостоверение за летателна годност и се поддържа в съответствие с изискванията на регулациите.

- На самолетът е издадено Удостоверение за съответствие с нормите за авиационен шум с № 2315. Удостоверението е издадено от ГД „ГВА“ на 26.11.2010 г. В т. 7 на това удостоверение е записано Двигател: Lycoming O-320-D2D, а във формуляра на двигателя е записан модел O-320-E2D. В т. 8 на удостоверението е записан Въздушен винт: McCauley 1C160 DTM 7553, а във формуляра на въздушния винт е записан модел 1C160 DTM 7557.

- Поддържането на летателната годност на самолета се осъществява в съответствие с „Програма за техническо обслужване на самолет CESSNA 172 M с рег. знаци LZ-GVP“. Програмата е одобрена от ГД „ГВА“ на 10.01.2011 г.

- Водените записи за техническо обслужване показват, че самолета е оборудван и поддържан в съответствие със съществуващите регулации и одобрени процедури.

- Кацането на летателна площадка Бохот не е вписано в техническия борден дневник на самолета.

- Преди извършване на последния полет ВС е подготвено в съответствие с изискванията за поддържане на летателната годност и е заредено с достатъчно гориво за неговото реализиране.

- Натоварването и центровката са със запас и съответстват на експлоатационните изисквания.

- Няма доказателства за дефекти или неизправности по самолета, които да спомагат за възникването на произшествието.

- Конструктивната цялост на самолета не е била нарушена преди удара в земната повърхност след прекратяване на излитането.

- Добавъчно прибиране или спускане на задкрилките може да се извършва чрез натискане на ключа в съответната посока и прекъсване действието на ключа на задкрилките чрез поставяне в изключено (средно) положение.

- Повредите по самолета, описани в параграф 2.12, са резултат от удар в земната повърхност след прекратяване на излитането.

- Задкрилките на двете полукрила са в крайно пуснато положение.

- Няма възникнал пожар при удара на самолета в земната повърхност.

- След реализиране на събитието пилотът на лява седалка, напускайки самолета, поставя главният прекъсвач в положение изключено, същият е затворил и горивния кран и е поставил ключа за запалване на двигателя в положение изключено.
- Използваното гориво е автомобилен бензин А-98Н.
- Изследваните проби гориво от борда на самолета не съответстват с нормите на ASTM D 910 в частта фракционен състав, като по 6 пункта получените резултати показват наличие на по-тежки фракции. Тези фракции повишават риска за нарушаване на нормалната работа на двигателя.
- По време на реализиране на събитието двигателят е работил.
- Витлото е огънато при удар в земната повърхност, като е оставило следи, които съответстват за неговото въртене.
- Екипажът притежава необходимата квалификация и медицинска годност за изпълнение на полета.
- Няма информация за това, че физиологически фактори или загуба на дееспособност са повлияли на работоспособността на екипажа.
- Номер на полета са регистрационните знаци на самолета – LZ-GVP, има пуснат полетен план.
- Екипажът предприема излита по ПИК 09 на летателна площадка Долна баня, като започва засилването 220...260 m преди началото на пистата.
- По време на засилване ВС не достига необходимата скорост за отлепване.
- Пилотиращият пилот забелязва бавния темп на нарастване на скоростта и предлага на инструктора излитането да бъде прекратено.
- Инструкторът взема решение излитането да продължи и допусква задкрилките, като за секунда натиска ключа за управление на задкрилките след което го връща в неутрално положение.
- Непосредствено преди края на асфалтовата част на ПИК 09 инструкторът поема управлението и прекратява излитането.
- След края на асфалтовата част на ПИК самолетът преминава още 142 m, до мястото на позиционирането му в курс 210^0 , като получава описаните в параграф 2.3 повреди.
- Метеорологичните условия не оказват влияние върху реализиране на събитието.
- Дейностите по организация и провеждане на полетите в АУЦ „Фортуна Еър” се осъществяват в съответствие с одобрено от ГД „ГВА” „Ръководство за експлоатация”.
- Няма информация преди излитането екипажа да е чел карта с нормалните процедури при излитане.
- Самолетът не е оборудван с устройства за записване на параметрите на полета.
- ПИК на летателната площадка позволява безпрепятствено излитане на типа самолет с който е реализирано събитието.
- ПИК няма крайни участъци за безопасност.
- Екипажът и пътника са използвали предпазителни колани.
- Действията на аварийно-спасителната група на летателна площадка Долна баня са адекватни на възникналата ситуация.

4.2. Причини

На база на направения анализ, комисията посочва, че авиационното произшествие е резултат от следната:

Непосредствена причина:

Опит за излитане със задкрилки на позиция 40^0 , конфигурация за аварийно кацане.

Основна причина:

Грешки на екипажа на ВС в реализиране на технологията на етап „излитане”, довели до пускане на задкрилките на 40⁰.

Съпътстващи фактори, довели до възникване на авиационното произшествие:

- излитане без използване на цялата дължина на ПИК;
- не четене на контролна карта за нормални процедури при излитане;
- късно взето решение за прекратяване на излитането от инструктора.

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 за безопасност:

1. ГД „ГВА” да изпрати копие от този доклад до всички АО за САР и АУЦ, които да разгледат неговото съдържание пред летателния състав на същите.

Отговаря: Директора на дирекция авиационна безопасност към ГД „ГВА”.

2. Ръководителите по качеството на АО за САР и АУЦ да включат в плановете си за гарантиране на качеството периодични проверки на използването на контролните карти за процедури в процеса на реализиране на летателната дейност на същите.

Отговаря: Директора на дирекция авиационна безопасност към ГД „ГВА”.

3. При извършване на планови и извън планови инспекции на самолети от авиацията с общо назначение инспекторите от ГД „ГВА” да проверяват за наличие на график за масата и центровката на самолета на борда на ВС за изпълнявания полет.

Отговаря: Директора на дирекция авиационна безопасност към ГД „ГВА”.

4. АО „Фортуна Еър” да изпрати двигател Lycoming O-320-E2D, заводски № L-29976-27A, на самолета, реализирал авиационното събитие, за контролно разглобяване в сертифицирана ремонтна база.

Отговаря: Управителя на АО „Фортуна еър”.

5. При възстановяване на летателната годност на самолета АО „Фортуна Еър” да представи в отдел „Летателна годност” на ГД „ГВА” удостоверение за съответствие с нормите за авиационен шум в което да бъдат направени съответните корекции.

Отговаря: Управителя на АО „Фортуна еър”.

6. ГД „ГВА” да предупреди авиационните оператори, че използването на бензини с по-тежък фракционен състав води до повишаване на риска от ненормална работа на двигателите.

Отговаря: Началник отдел „Летателна годност” на ГД „ГВА”

Следва: Приложение 1.

Комисията за разследване напомня на всички организации, до които са изпратени мерки 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.

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.



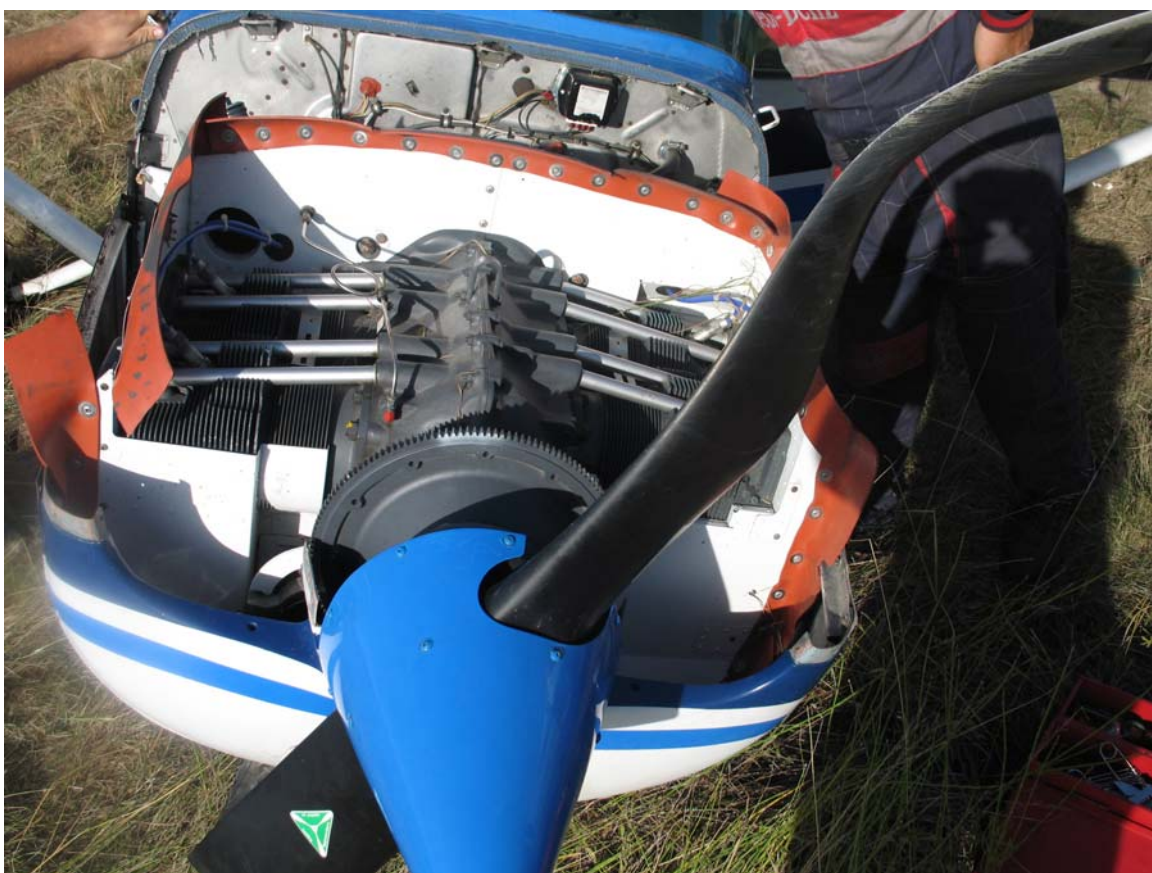
Фиг. 15.



Фиг. 16.



Фиг.17.



Фиг. 18.



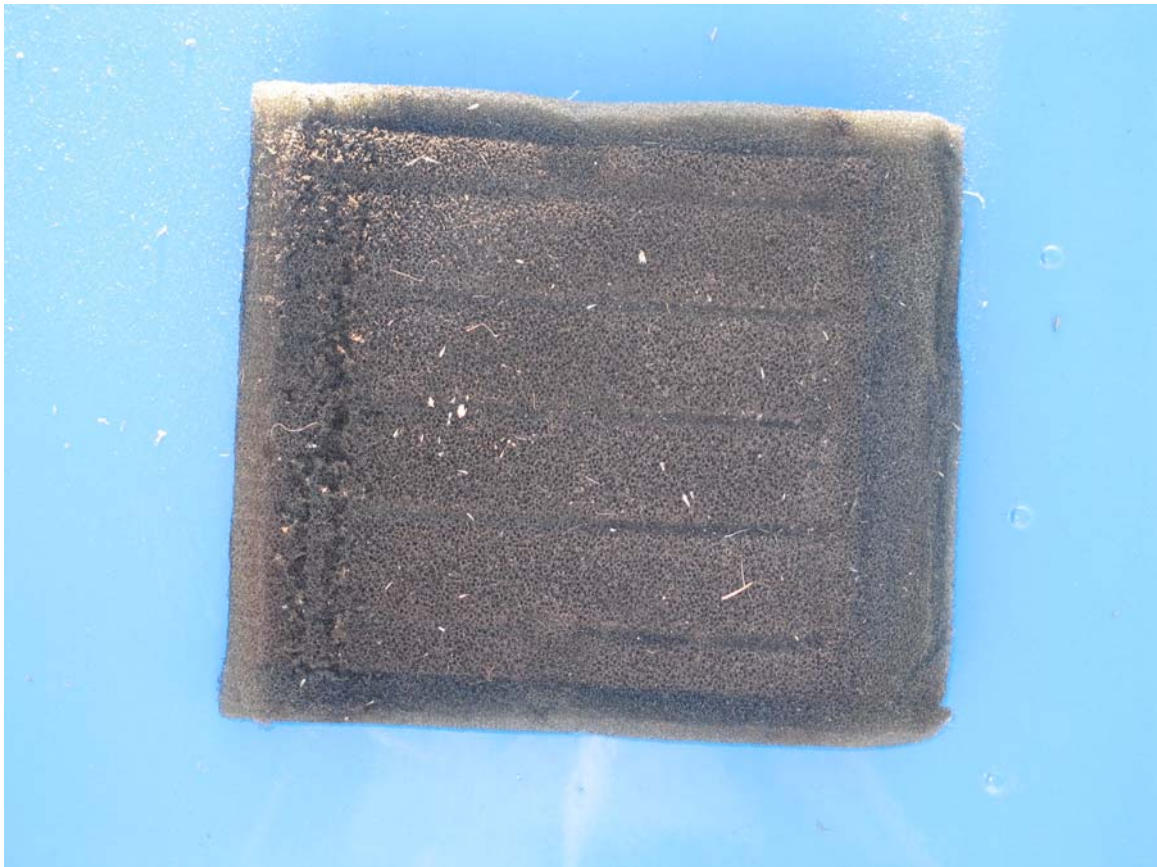
Фиг. 19.



Фиг. 20.



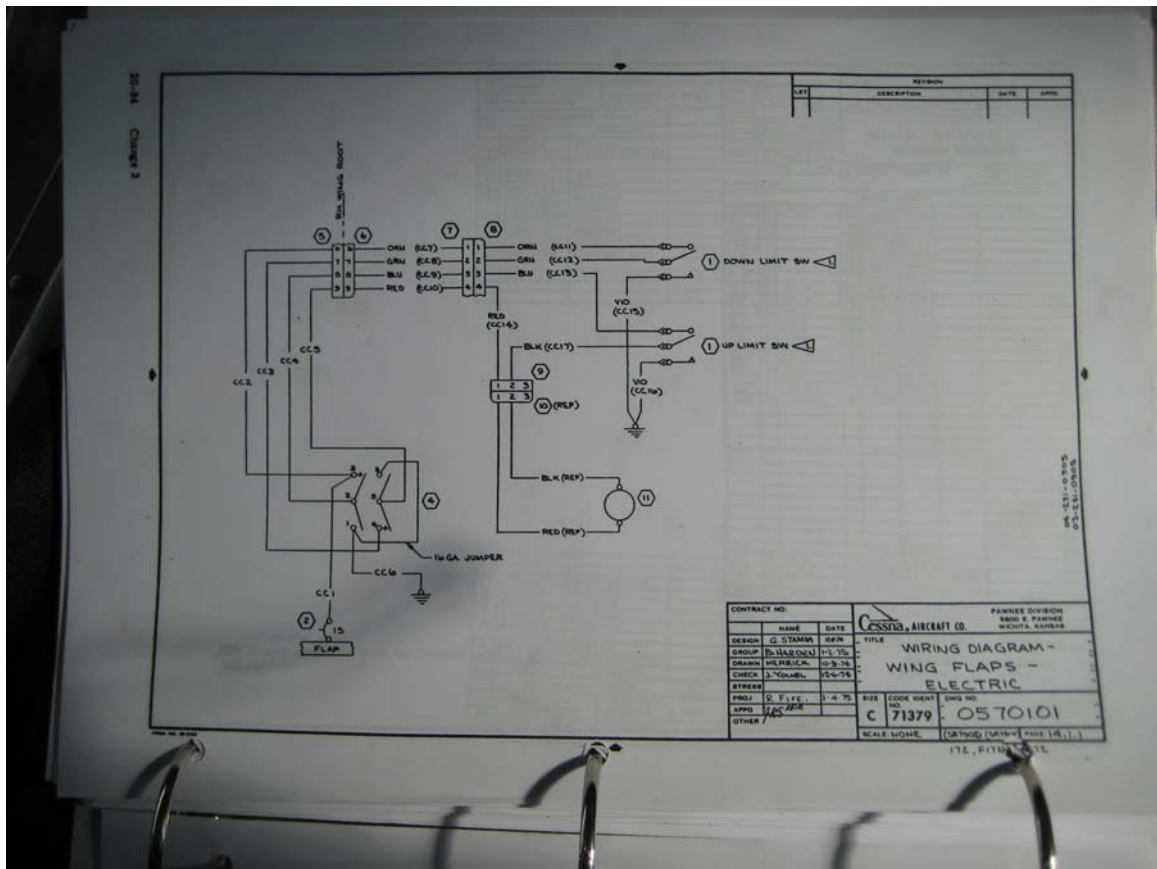
Фиг. 21. Долна свещ от трети цилиндър.



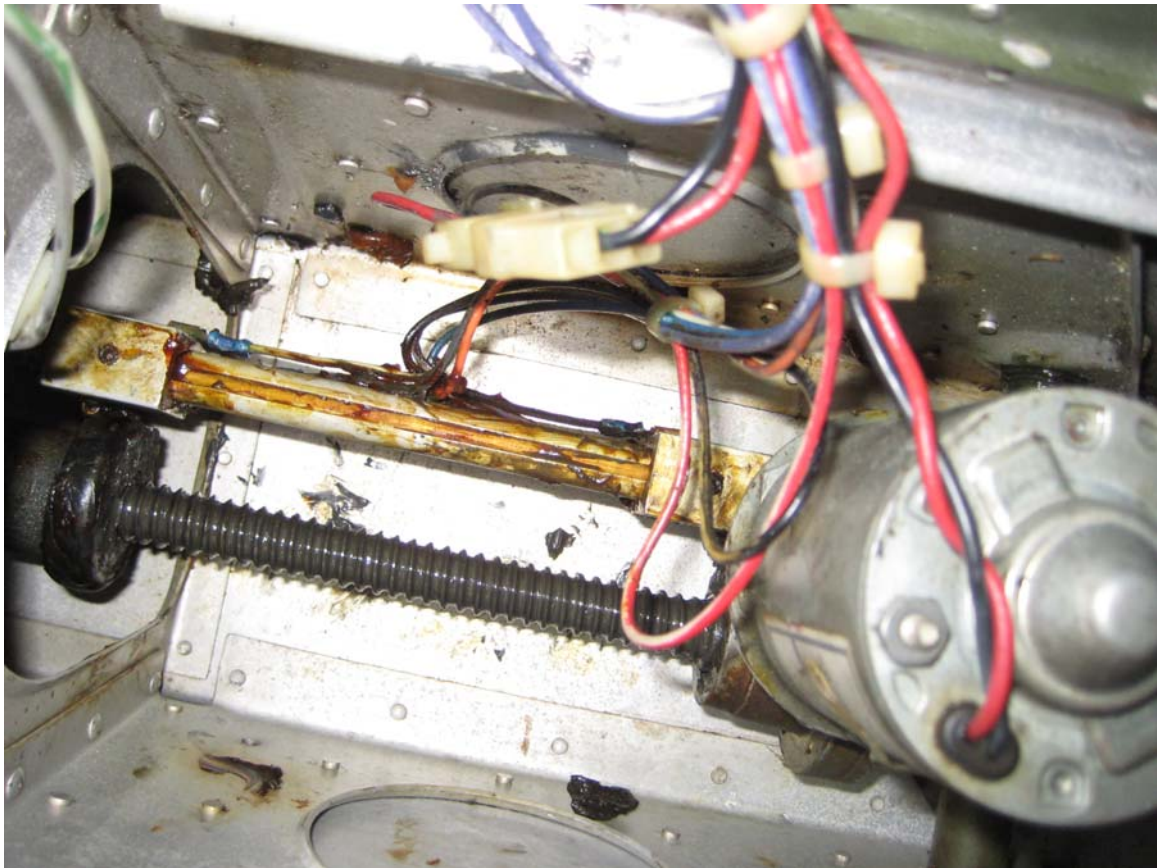
Фиг. 22.



Фиг. 23.



Фиг. 24.



Фиг. 25.



Фиг. 26.