

**ОДОБРЯВАМ:**

**ДО  
Г-Н ИВАЙЛО МОСКОВСКИ  
МИНИСТЪР НА ТРАНСПОРТА,  
ИНФОРМАЦИОННИТЕ ТЕХНОЛОГИИ И  
СЪОБЩЕНИЯТА**

## **ОКОНЧАТЕЛЕН ДОКЛАД**

**ОТ**

**разследване на авиационно произшествие, реализирано на 24.08.2011 г.  
със самолет TL 2000 Sting, регистрационни знаци LZ-RSS, на  
летателна площадка Приморско, област Бургас.**

**2011 г.**

## СЪДЪРЖАНИЕ

01.	Списък на използваните съкращения	- 3
1.	Увод	- 4
2.	Фактическа информация	- 4
2.1.	История на полета	- 4
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	- 5
2.1.3.	Местоположение на авиационното произшествие	- 6
2.2.	Телесни повреди	- 6
2.3.	Повреди на ВС	- 6
2.4.	Други повреди	- 7
2.5.	Сведения за персонала	- 7
2.6.	Сведение за въздухоплавателното средство	- 7
2.6.1.	Информация за летателната годност	- 7
2.6.2.	Кратки сведения за технически характеристики на самолета	- 8
2.6.3.	Информация за използваното гориво и неговото състояние	- 10
2.7.	Метеорологична информация	- 10
2.8.	Навигационни средства	- 10
2.9.	Свързки	- 10
2.10.	Информация за летището	- 10
2.11.	Полетни записващи устройства	- 11
2.12.	Сведения за удара и отломките	- 11
2.13.	Медицински и патологични сведения	- 14
2.14.	Пожар	- 14
2.15.	Фактори на оцеляването	- 14
2.16.	Изпитания и изследвания	- 14
2.17.	Допълнителна информация	- 17
3.	Анализ	- 18
4.	Заключение	- 23
5.	Препоръки за осигуряване на безопасността на полетите	- 23

Приложение 1

Приложение 2

## 01. СПИСЪК НА ИЗПОЛЗВАНИТЕ СЪКРАЩЕНИЯ

ВС	- Въздухоплавателно средство;
ГД „ГВА”	- Главна дирекция „Гражданска въздухоплавателна администрация”;
ГСМ	- Гориво-смазочни материали;
ЕС	- Европейски съюз;
ДВ	- Държавен вестник;
ДП	- Държавно предприятие;
ЗГВ	- Закон за гражданското въздухоплаване;
ЗРПВВЖТ	- Звено за разследване на произшествия във въздушния, водния и железопътния транспорт;
КВС	- Командир на ВС;
МТИТС	- Министерство на транспорта, информационните технологии и съобщенията;
ПИК	- Писта за излитане и кацане с направление;
РВД	- Ръководство на въздушното движение;
РЛЕ	- Ръководство за летателна експлоатация;
СЗРАС	- Специализирано звено за разследване на авиационни събития;
ТО	- Техническо обслужване;
НР	- конски сили;
ИКАО	- Международна организация за гражданска авиация;
UTC	- Универсално координирано време.

## **1. Увод**

Дата и час на авиационното събитие: 24.08.2011 г., 16:35 h местно време.

Уведомени: Дирекция „ЗРПВВЖТ” и Главна дирекция „Гражданска въздухоплавателна администрация” при МТИТС на Република България, Институт за разследване на авиационни произшествия на Република Чехия, Европейската агенция по авиационна безопасност и Европейската комисия.

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 № 10/24.08.2011 г. от архива на СЗРАС.

На основание на чл. 5, ал. 1 от Регламент (ЕС) № 996/2010 на Европейския парламент и на Съвета от 20.10.2010 г. относно разследване и предотвратяване 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 министъра на транспорта от 27.01.1999 г. за разследване на авиационни произшествия, със заповед № РД-08-417/26.08.2011 г. на министъра на транспорта информационните технологии и съобщенията, е назначена комисия за разследване на авиационното произшествие.

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

На 24.08.2011 г. към 16:35 h местно време, по време на демонстрационен полет над летателна площадка Приморско, самолет TL-2000 Sting, регистрационни знаци LZ-RSS, се удря в ПИК. При удара в асфалтовата повърхност самолетът се разрушава, запалва и изгаря. Загиват пилотът и намиращ се на борда пътник.

- Непосредствена причина за реализиране на авиационното произшествие:

Аеродинамичен срив на ВС с последващ удар в ПИК.

- Основни причини за реализиране на авиационното произшествие:

Изпълнение на аеробатични маньоври в нарушение на Ръководството за летателна експлоатация на самолета, при които ъгълът на атака на самолета превишава критични стойности.

- Съпътстваща причина за реализиране на авиационното произшествие:

Неспазване на правилата за провеждане на полетите във въздушното пространство на Република България с едновигателни самолети.

Полети на самолета с маса превишаваща максимално допустимата при излитане.

## **2. Фактическа информация**

### **2.1. История на полета**

**2.1.1. Номер на полета:** Извършеният полет на самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, при който е реализирано авиационното произшествие е шести за самолета за този ден 24.08.2011 г. и се изпълнява съгласно ръководството за изпълнение на полети в района на летателна площадка Приморско.

**Вид на полета:** демонстрационен полет, по време на който пилотът вероятно е показвал на пътника възможности на самолета.

**Последен пункт на излитане:** летателна площадка Приморско.

**Време на излитането:** около 16:15 h

**Планиран пункт на кацане:** летателна площадка Приморско.

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

В деня предшествващ авиационното произшествие самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, е базиран на летателна площадка Стряма до гр. Баня. Тази площадка за базиране е избрана от пилот любител, който е в процес на закупуване на фирмата собственик на ВС. Вечерта на 23.08.2011 г. на това лице, наричано по-нататък в доклада „пилота-любител” по телефона се обажда пилотът, който реализира авиационното произшествие и му предлага на другия ден 24.08.2011 г. да прелетят със самолета до летателна площадка Приморско. Тъй като родителите на „пилота-любител” са на почивка в Приморско той приема.

Сутринта на 24.08.2011 г. „пилота-любител”, след като, по негов разказ, извършва и документира в бордния дневник на самолета необходимото техническо обслужване, прелита със самолета на летателна площадка Ихтиман. Когато каца на летателна площадка Ихтиман, пилотът, реализирал авиационното произшествие, наричан по-нататък в този доклад „пилота” е отишъл до град Ихтиман за бензин. След неговото завръщане зареждат самолета с бензин и около 11:40 h излитат за летателна площадка Приморско, като самолета се пилотира от „пилота-любител”. От обясненията на „пилота-любител”, при проведена със него беседа от комисията за разследване, след кацането на летателна площадка Ихтиман на борда на ВС е имало 36 литра бензин. Зареденото количество гориво на летателна площадка Ихтиман е две туби, едната 30 литра, а другата 20 литра или общо дозаредено гориво 50 литра, което с наличните 36 литра на борда прави общо 86 литра. Обаче в дневника воден на летателна площадка Ихтиман е записано количество на зареденото гориво 80 литра. Следователно може да се предполага, че горивото на борда е 116 литра. Полетът продължава около 1 h и 35 min и в 13:15 h ВС каца на летателна площадка Приморско. По време на полета „пилота” е в добро настроение и не показва никакви признаци за проблеми със здравето.

В съответствие с обясненията на свидетели на летателна площадка Приморско „пилота” има уговорени срещи с четирима мъже и три жени – вероятно с цел извършване на полети за разглеждане на забележителности от въздуха. „Пилота-любител” отива до Приморско да обядва с колата на един от мъжете, който има среща с „пилота”.

В съответствие със записа в дневника на летателна площадка Приморско от 14:45 h самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, изпълнява четири полета. Първите три са с продължителност по около 20 min всеки един от тях и се изпълняват полети за разглеждане на забележителности. В първите два полета с „пилота” лети по един пътник (мъж). След приключване на полета тези пътници си заминават и в последствие не са открити за да свидетелстват за случилото се събитие. В групата очакваща „пилота” за последващи полети са момче и момиче, които са на почивка в Созопол. Те научават, че до град Приморско има летище, където предлагат полети за разглеждане на забележителности. Момичето лети с третия полет, двадесет минутна разходка над околностите на град Приморско. По време на полета тя не е забелязала нещо нередно в

работата на двигателя и поведението на самолета. След нея в самолета се качва момчето. Момчето очаква, че полета ще се проведе по същия маршрут като предния, но наблюдавайки от земята забелязва, че след като излита самолета прави две обиколки на летището и започва да изпълнява фигури, като при това посочва, че в определен момент самолетът е бил обърнат с кабината надолу. „Самолетът се обръщаше ту на едната ту на другата страна” – думи на очевидката - „докато правеше тези фигури не ми направи впечатление нищо необичайно. Изведнъж видях самолета да се спуска към земята с предната си част много бързо и изведнъж падна на летището...”. Друг свидетел сочи в обясненията си следното: „В един момент погледнах да видя къде е самолета и как минава полета и видях, че самолета прави завой за да кацне на пистата. В момента на завоя, мисля, че самолета бе на около 30 метра от земята и изведнъж същият падна отвесно и с предната си част се заби в земята. От мястото на падането избухнаха пламъци и пушек.” Очевидецът се опитва да изтегли пилота от останките на самолета, но е възпрепятстван от силни пламъци, които най-напред идват от страната на пътника. В този момент на мястото на пожара пристига координатора на летището с аварийната кола, сваля пожарогасител от нея и го дава на очевидеца, който започва да гаси. Чува се силен гръм, вероятно от избухване на резервоар или на пиропатрона на спасителния парашут. Идва пожарен автомобил от града и започва също да гаси огъня, след него пристигат линейка и полиция. Самолетът изгаря напълно. Тялото на „пилота” лежи от лявата страна на самолета по очи, до кръста върху корневата част на лявото полукрило. Тялото на пътника е по гръб на мястото където би следвало да бъде дясната седалка, която е изгоряла.

Този четвърти полет продължава около 20 минути. Координаторът на летателната площадка е информиран за събитието от един от очевидците. По време на полета той е в офиса и не наблюдава ВС. След като разбира за събитието той уведомява полицията и пожарната в Приморско по телефона. След пристигане на полицията той уведомява длъжностните лица съгласно схемата за оповестяване.

### 2.1.3. Местоположение на авиационното събитие

Авиационното произшествие е реализирано на летателна площадка Приморско, област Бургас, към 16:35 h местно време в светлата част на денонощието. Мястото на удара и окончателното разполагане на отломките на самолета е посочено в параграф 2.12. „Сведения за удара и отломките”.

### 2.2. Телесни повреди

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

### 2.3. Повреди на ВС

При извършения оглед на самолета на мястото на авиационното произшествие се установи следното:

Самолетът е напълно разрушен и изгорял при пожар, който е избухнал на земята като резултат от удара. Това е показано на фиг. от 1 до 19 в Приложение 1. Разрушенията и местоположението на отломките са описани в параграф 2.12. „Сведения за удара и отломките”.

На фиг. 21 от Приложение 1 е показан нормалният вид на самолет тип TL-2000 Sting.

#### **2.4. Други повреди**

Нарушаване на повърхността на асфалтовото покритие на летателна площадка Приморско на 275 метра от прага на ПИК 10, фиг. 20 от Приложение 1.

#### **2.5. Сведения за персонала**

##### **2.5.1. Командир на ВС – 42 годишен, мъж, български гражданин**

Свидетелство за правоспособност: CPL(A), дата на издаване 20.08.2009 г.

Свидетелството е със следните квалификационни отметки:

- SEP L, валидна до 30.07.2013 г.;

Свидетелство за медицинска годност: клас 1, издадено на 13.07.2011 г. и валидно до 15.07.2012 г.

Летателен опит: Летателната книжка на КВС е водена до 16.05.2011г. Комисията получи допълнителна информация за пролетяното време от лицето до 16.07. 2011 г. След като се обобщи информацията може да се посочи, че лицето има следният летателен опит:

- на държавни ВС (военни) – 433:49 h от които на:

- L 29 – 151:35 h;

- МиГ 21У – 116:39 h;

- МиГ 21ПФМ – 58:10 h;

- МиГ 21бис – 107:25 h;

- на граждански ВС - 213:20 h, на C 152 , C 172, CH 601 и AA5;

- общо пролетени часове – 647:09 h.

В летателната книжка на КВС няма отметка за преминаване на самолет тип TL-2000 Sting, няма и отбелязани пролетени часове на този тип. На главния пилот на АО, в който КВС лети, не е известно той да е преминавал обучение на самолет TL-2000 Sting и да е допускан до полети на този самолет.

В съответствие с записаното в летателната книжка и уточненията направени от комисията през последните 90 дни КВС е пролетял не по-малко от 20:34 h.

#### **2.6. Сведения за въздухоплавателното средство**

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

Самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, сериен №10 ST 338, е произведен месец април 2010 г. от TL-Ultralight, Република Чехия. Самолетът притежава Техническо свидетелство № II – 110 на свръхлеко въздухоплавателно средство, издадено от Гражданската въздухоплавателна администрация на Република България на 01.06.2010 г. Самолетът е собственост на юридическо лице „Астел Бодек” ООД с адрес гр. София 1229, ж.к. „Надежда 3”, бл. 306, вх. В, ет. 5, ап. 66.

Самолетът има заверена летателна годност от ГД „ГВА” на 01.06.2011 г. с валидност до 31.05.2012 г. Документи на самолета – в това число – формуляр на самолета, формуляр на двигателя и формуляр на витлото са били на борда на ВС по време на реализиране на събитието и са изгорели при възникналия пожар. Затова пролетяното време от ВС , 46 летателни часа, е ориентировъчно по данни от свидетели.

Експлоатацията на самолета е осъществявана в съответствие с Програма за техническо обслужване на самолет TL-2000 Sting, одобрена от ГД „ГВА” на 26.05.2011 г. В съответствие с тази програма ресурсът на планера не е лимитиран, като на самолета е дадена гаранция от производителя в рамките на 100 летателни часа или две години, което настъпи първо. Към момента на реализиране на произшествието гаранцията е валидна.

При съставянето на програмата за техническо обслужване не е спазено изискването на т. 3 от АМС М.А.803 – няма списък с имената на пилотите собственици определени да извършват обслужването, определено за пилота собственик.

На самолета е монтиран от производителя един бутален двигател тип Rotax 912 ULS, фабричен № 6776116. Междуремонтният ресурс на двигателя е 1500 часа и 12 години по календарен срок, което настъпи първо. Към момента на събитието наработката на двигателя съвпада с пролетяното време от ВС – около 46 летателни часа.

Монтираното от производителя три лопатно витло е тип DUC и има фабричен № 2683. От производителя се препоръчва на 800 пролетени часа витлото да преминава контролен преглед.

На основание на посоченото може да се направи извода, че към началото на полета самолетът, двигателя и витлото са ресурсно осигурени.

На 11.05.2011 г. на летателна площадка Бохот на самолета е извършен годишен преглед в обем на 100 часов преглед. В документите от прегледа няма отбелязани открити отклонения от техническите условия на самолета. След прегледа на самолета е издадено удостоверение за допускане до експлоатация.

Изискването от програмата за техническо обслужване линейно обслужване, „Преглед преди първия полет за деня”, е извършено от „пилота-любител” и е записано във формуляра на самолета, който е изгорял при пожара обхванал ВС при произшествието.

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

TL-2000 Sting е едnodвигателен самолет с ниско разположено крило и триопорен, непребираем, колесник с носово колело. Задвижва се от бутален двигател с мощност 100 конски сили, въртящ 3 лопатно витло. Самолетът има двуместна кабина с разположени една до друга седалки и е оборудван със спасителен парашут.

В съответствие с техническото свидетелство на самолета максималната му излетна маса е 472,5 kg. Масата на празен самолет в съответствие със записа в Протокол за масата и центровката на самолета от производителя е 318,5 kg. В такъв случай полезният товар на борда на ВС, включващ гориво, екипаж и багаж е 154 kg. При изпълнение на полета от летателна площадка Ихтиман до летателна площадка Приморско на борда на ВС има двама човека, както беше отбелязано в параграф 2.1.2 „пилота” и „пилота-любител”. В медицинските документи от последните прегледи на двамата е записано, че първият тежи 95 kg, а втория 86 kg, следователно общата маса на двамата е 181 kg. В параграф 2.1.2 е посочено, че при излитане от летателна площадка Ихтиман на борда на ВС има 116 литра гориво А 95, което съответства на 87 kg. Следователно масата на самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, при излитане от летателна площадка Ихтиман е 586,5 kg, без да включва масата на раницата на „пилота” и масата на техническата документация, които са в багажното отделение. Максималната излетна маса е превишена със 114 kg, което представлява 74 % от допустимия полезен товар. В параграф 2.1.2 също се сочи, че по сведения на „пилота любител”, общото количество гориво на борда е 86 литра, което съответства на 64,5 kg. По-нататък пресмятането на масата на ВС ще се извършва в два варианта. Първи вариант при 87 kg гориво на борда и втори вариант при 64,5 kg гориво на борда при излитане от летателна площадка Ихтиман. При първия вариант максималната излетна маса на ВС е 586,5 kg, а при втория 564 kg. По-горе беше посочено превишаване на излетната маса по първия вариант при излитане от летателна площадка Ихтиман. По втория вариант максималната излетна също е превишена, като превишението е 91,5 kg, което представлява 59 % от допустимия полезен товар.

В глава „Експлоатационни ограничения” в РЛЕ на самолета, стр. 16, се сочи, че максималната излетна маса не може да се превишава в никакъв случай. По време на



реализиране на събитието на борда на самолета е „пилота” и пътник. По информация от свидетелите на събитието масата на пътника е около 80 kg. След пролетените до този момент 3 часа горивото на борда на ВС е около 62 литра или 46,5 kg при първият вариант на пресмятане и 32 литра или 24 kg при вторият вариант на пресмятане. Следователно полетът при които е реализирано събитието е започнал с излетна маса на ВС не по-малка от 540 kg, като максималната излетна маса е превишена с 67,5 kg, което представлява 44 % от допустимия полезен товар при първия вариант на пресмятане. При вторият вариант на пресмятане полетът е започнал с излетна маса не по-малка от 517,5 kg, като максималната излетна маса е превишена с 45 kg, което представлява 29 % от допустимия полезен товар. И при двата случая на пресмятане е налице превишаване на максималната излетна маса.

Максимално допустима маса при кацане на ВС е 472,5 kg.

За ВС са характерни следните скорости:

Максимално допустима скорост  $V_{NE}$  290 km/h;

Максимална хоризонтална скорост при 100 % мощност, 250 km/h;

Максимална хоризонтална скорост при 80 % мощност, 220 km/h;

Сривна скорост без клапи – 82 km/h;

Сривна скорост с клапи – 63 km/h;

Максимална скорост на насрещния вятър – 6 m/s.

Максимално количество гориво, което може да бъде заредено на самолета е 121 литра, разпределено както следва:

- два крилни резервоари по 22 литра;

- централен резервоар – 77 литра;

- неизползваемо количество гориво - 3 литра;

На ВС е монтиран бутален двигател Rotax 912 ULS, който не е сертифициран като авиационен. Максималната мощност на двигателя е 100 HP при честота на въртене на вала на двигателя  $5800 \text{ min}^{-1}$ , в продължение на 5 min.

Максимална продължителна мощност на двигателя – 95 HP при  $5500 \text{ min}^{-1}$ .

Максимален въртящ момент 128 Nm при  $5100 \text{ min}^{-1}$ .

Производителят на двигателя гарантира надеждното смазване на двигателя във всяка полетна ситуация до ъгли на наклона  $40^{\circ}$ .

На стр. 8, т. 1.1 от РЛЕ на самолет TL 2000 е записано следното: „Този самолет е предназначен за използване за спортни и развлекателни цели. Също така е предназначен за извършване на първоначално летателно обучение и обучение на напреднали. Той е сертифициран по техническо ръководство UL2 и не е позволено да се извършват търговски полети с изключение на обучение и наемане.”

На стр. 8 от РЛЕ на самолет TL 2000 е записано: „ВНИМАНИЕ! Този самолет е от спортна и развлекателна категория и не се одобрява от въздухоплавателните власти (UCL CR) на гражданската авиация в Чешката Република. Експлоатацията на този самолет е на ваш собствен риск.”

На стр. 9 от РЛЕ на самолета е записано: „Задължение на пилота е да лети по всяко време така, че в случай на отказ на двигателя да бъде способен да планира и да кацне безопасно на предварително избрано място.”

На стр. 15, т. 2.5 „Ограничения при маневриране” е записано: „Ограниченията на свръхлекия самолет по отношение на позволените маньоври се определят от изискванията на правило UL2, част 2. Това позволява на тази категория само неаеробатична експлоатация, но също така има и конкретни технически ограничения на този самолет.”

На стр. 15 т. 2.5 „Ограничения при маневриране” е записано: „Ние подчертаваме, че самолет TL 2000 Sting Carbon със своите изключителни качества

може да доведе към акробатична експлоатация, този самолет не е аеробатичен и преднамерени стръмни снижения, свредели и аеробатични маньоври са строго забранени.”

В РЛЕ предназначено за самолет TL-2000 Sting, сериен № 10 ST 338 има характеристики, които не съответстват на тези дадени в листа от тестовото изпитание на самолета.

### **2.6.3. Информация за използваното гориво и неговото състояние**

В съответствие с изложеното в параграф 2.1.2 самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, преди излитане от летателна площадка Ихтиман, е имал на борда си 116 литра бензин А-95. Тъй като бордният дневник на ВС е изгорял и не са правени записи относно наличното количество гориво на борда по време на събитието то може да бъде определено само ориентировъчно, като се има предвид пролетяното време и осреднения часов разход на гориво на двигателя Rotax 912 ULS. Продължителността на полета от летателна площадка Ихтиман до летателна площадка Приморско е 1 h и 35 min. На летателна площадка Приморско ВС изпълнява четири полета, чиято продължителност в съответствие с обясненията на очевидците може да се приеме в интервала 1 h и 20...25 min. Следователно с достатъчна достоверност може да се приеме пролетяното време за 3 летателни часа. При среден разход на крейсерски режими за двигателя 18 литра за час, до реализиране на събитието ВС е изразходвало около 54 литра гориво и на борда има налични 62 литра, които изгарят при възникналия на земята при удара пожар. Ако се приеме вторият вариант на пресмятане на горивото, в съответствие с който на борда на ВС на летателна площадка Ихтиман е имало 86 литра гориво, то при удара на борда на ВС е имало налични 32 литра гориво, които изгарят при удара.

И в двата случая наличното на борда гориво осигурява нормалната работа на двигателя.

### **2.7. Метеорологична информация**

За метеорологичната обстановка към момента на събитието в дневника на летателна площадка Приморско е записано следното: „80<sup>0</sup>/6 m/s, видимост > 10 km, ясно, QNN 1018 hPa.

В съответствие със справката от Метеорологична служба към ДП „РВД”, страната се намира под влияние на южната периферия на антициклон с център на север от Балканския полуостров, като времето се характеризира с незначителна облачност основно над Черно море. Облачността е с долна граница 1100 m и характерния по черноморието бриз. Може да се направи извода, че условията са летателни, без да се очакват особени опасни явления, влияещи върху безопасността на полетите от метеорологична гледна точка. Направеният синоптичен анализ показва, че въздушната маса е суха и устойчива. Характерът на антициклоналният тип време и характерните за него низходящи течения в атмосферата не могат да бъдат причина за образуване на термики (възходящи потоци от въздух, образувани по термични причини).

### **2.8. Навигационни средства**

Стандартно навигационно оборудване на самолета.

### **2.9. Свързки**

Стандартното свързочно оборудване на самолета.

### **2.10. Информация за летището**

При полета в който е реализирано събитието ВС излита от летателна площадка Приморско и е планирано кацане на летателна площадка Приморско с географски координати на контролната точка: N 42° 15' 34.8''; E 027° 42' 12.5'' и надморска височина 4,3 m. Летателната площадка има ПИК с направления 100° и 280°. Дължина на ПИК - 910 m, широчина на ПИК – 30 m, покритие на ПИК – асфалтобетон.

В параграф 2.7.2. на Ръководството за управление и експлоатация на летателна площадка Приморско е записано, че не трябва да се допуска несанкциониран достъп до площадката на непознати лица. В параграф 2.7.3 на същото ръководство се сочи, че авиационния оператор или собственика на ВС осигуряват да не се качват на борда непознати лица.

В разследвания случай не беше установена самоличността на две лица, които са изпълнили полети като пътници със самолета, претърпял авиационното произшествие, с което са нарушени посочените по-горе два параграфа от Ръководството за управление и експлоатация на летателната площадка.

### **2.11. Полетни записващи устройства**

Полетни записващи устройства на параметрите на полета не се предвиждат за типа ВС.

### **2.12 Сведения за удара и отломките**

Самолетът среща повърхността на ПИК на 275 m от прага на ПИК 10, като мястото на първото съприкосновение е фиксирано от изкопана в асфалта дупка с дължина 66 cm, максимална широчина 38 cm и максимална дълбочина 8 cm.

Самолетът е напълно разрушен и изгорял, като се е проектирал в план на мястото на удара със земята в компасен курс 151° - Приложение 1. За основна опорна точка на извършваните измервания е прието мястото, където перпендикуляра от центъра на образуваната яма в асфалтовото покритие на пистата, резултат от удара, пресича лявата ограничителна линия на ПИК 10 на летателна площадка Приморско. Тази точка е с координати N 42° 15' 37,1'' и E 027° 42' 04,30''.

Може да се предполага, че при гасенето на пожара някои парчета от компоненти от разрушения самолет са изменили първоначалното си положение, но основните компоненти от аеродинамичната му компоновка са съхранили своето положение и са разположени в окръжност с диаметър от 9 m.

Разстоянието по перпендикуляр към лявата ограничителна линия на ПИК от място на опорната точка до мястото на образуваната от удара яма в асфалтовото покритие е 9,90 m. По нататък, при извършените измервания се използва привързана към опорната точка координатна система, чиято ос У е ориентиран по лявата ограничителна линия на ПИК 10.

Огледът на ВС се извърши по посока на часовата стрелка, като започна от опашното оперение на самолета, което се разполага на разстояние 8,50 m по оста Х. Десния хоризонтален стабилизатор заедно с дясната част на хоризонталното кормило, вертикалния стабилизатор и вертикалното кормило са изгорели напълно, запазена е част от левия хоризонтален стабилизатор, фиг. 2 до 5 от Приложение 1. Тримерът на хоризонталното кормило, запазил се на парчето, е отклонен надолу на 2,5 cm по изходящия ръб. На разстояние 5,82 m от центъра на координатната система по оста Х се разполага долната пета на вертикалното кормило

В образуваната от удара яма се разполага, силно обгоряла, люлката за управление на вертикалното кормило, фиг.7 и фиг. 8 от Приложение 1. От лявата страна на люлката връзката с въжето за управление е запазена а от дясната въжето е откъснато в мястото на закрепване. Връзките с хоризонталното кормило са прекъснати

и не могат да се проследят. Изгоряла е задната част на тялото на самолета, разположена между центроплана и опашното оперение.

Предполагаемия център на масата на планера (на останките) се разполага на разстояние 11,32 m по оста X и 0,30 m по оста Y, фиг. 8 от Приложение 1. В ляво и дясно от него се разполагат двете полукрила. В масата от отломките се открояват металическите части на двата лоста за управление и педалите, огънати и обгорели. В този куп са разположени и кабели с напълно изгоряла изолация и стоманени въжета без да са ограничени с някакво закрепване. Предната част на този куп от останки е изгорялата кабина, която напълно е загубила конструктивните си особености. Двете полукрила и центроплана са с изгоряла външна обшивка и носещи елементи, които са от композитни материали. Частично е запазена обшивка по лявото полукрило, фиг.5 от Приложение 1. На фиг. 3 се вижда елерона на лявото полукрило, който се вписва в контура на полукрилото и десният му край е в точка с координати 10,44 m по оста X и 3,30 m по оста Y. С изключение на обгаряне не се виждат други поражения по повърхността му. По горната повърхност на полукрилото има останки от кръв. Такива останки има и непосредствено пред полукрилото. Под лявото полукрило се разполагат останките от лявата основна стойка на колесника. Същите могат да се видят на фиг. 19 от Приложение 1. Гумата на лявото колело е изгоряла. Спирачният барабан е запазен и е без особени деформации. От левия край на полукрилото е изпаднал корпуса на аеронавигационните светлини, крушката е счупена. Щангата за управление на елерона, която върви по дължината на предния край на полукрилото е разрушена, разрушен е и възела за закрепване на люлката на щангата, закрепена към гредата на полукрилото, самата греда е силно обгоряла, фиг. 9 от Приложение 1.

На 12,70 m по оста X в дясно от центъра на масата се разполагат останки от електронни табла, фиг. 10 и 11 от Приложение 1. Останките са силно обгорели с нарушена конструктивна цялост и не могат да бъдат използвани за дешифриране на електронна памет. Пред останките от електроните табла се разполагат радио слушалки, вероятно на пилота. В останките от кабината не са открити следи от документи на самолета, които по време на полета са се намирали на борда в левия багажен отсек.

Пред останките от кабината се разполагат останките на двигателя на моторама с разрушени и изгорели възли на закрепване към планера, без да има някакво относително предвижване на двигателя по посока на полета. Задната стена на редуктора, който е твърдо закрепен към двигателя е на разстояние 13,50 m по оста X от центъра на координатната система. Всички системи които осигуряват работата на двигателя са разрушени, обгорели и по останките им трудно може да се оценява тяхната работа. Общото състояние на двигателя е показано на фиг. 11, 12 и 16 от Приложение 1. На фиг. 16 се виждат останките на левия карбуратор. Същият е със затворена дроселна клапа.

На самолета е монтирано трилопатно витло, което е разрушено, като оста на витлото е изкривена и на главината е останало парче само от едната лопата, фиг. 6 и 12 от Приложение 1.

Една от лопатите на витлото е цяла, като при удара се е откъснала от главината и е отхвъркнала на позиция с координати 22,50 m по оста X и минус 7,90 m по оста Y. Няма деформации по атакуващия ръб на перото на лопатата, фиг. 13 от Приложение 1. На 0,52 m от тази лопата в ляво се разполага електронен часовник от оборудването на кабината. При удара се е откъснало и перото на друга лопата, като неговата позиция е на 23,90 m по оста X и няколко метра по в дясно от позицията на цялата лопата. Няма деформации по атакуващия ръб на перото.

Компасът е изхвърчал от кабината по посока на движение на самолета и се разполага върху тревната площ на позиция с координати 33,50 m по оста X и 3,91 m по оста Y.

При удара фанарът на кабината се е разрушил, като рамката му се е разделила на две части:

- дясната част се намира на позиция с координати 19,92 m по оста X и минус 5,15 m по оста Y;

- лявата част се намира на позиция с координати 26,80 m по оста X и 7 m по оста Y.

Всички отломки на самолета попадат в пространство с координата по оста X от 5,8 m до 34 m и координата по оста Y от 11,3 m до минус 41,2 m, като основните възли на самолета се разполагат в окръжност с диаметър 9 m и център с координати 11,32 m по оста X и 0,30 m по оста Y.

Носовата стойка се разполага под двигателя, сгъната в посока противна на посоката на движение на самолета, вилката и джантата са деформирани, гумата е спукана и обгоряла, от джантата има отчупено парче, от лявата страна.

В дясно от двигателя лежи парче от капака на отсека на двигателя, фиг. 6 и фиг. 15 от Приложение 1. На парчето се чете надпис „TL 2000 Sting carbon”, около парчето са разпръснати останки от изгоряла обшивка.

В дясно, зад двигателя, се разполагат обгорели останки от няколко стрелкови индикаторни прибора, вероятно скоростомер и други, които в този си вид не могат да бъдат идентифицирани, фиг. 16 от Приложение 1. Същите бяха взети от разследващия полицаи в качеството на веществени доказателства.

Дясното полукрило е напълно изгоряло, фиг. 6 от Приложение 1. Тръбата на шангата за управление на елерона, преминаваща през предния край е силно обгорена и прекъсната на разстояние 1,20 m от мястото на закрепването ѝ към люлката за подвеждане на движението към елерона.

Под тази част на тялото, към която се подсъединява дясното полукрило се, разполага огъната в посока противна на посоката на полета дясната основна стойка, тя е силно обгоряла, гумата и джантата са изгорели, а дискът на спирачния барабан е силно огънат от долната страна на спирачната челюст. Това може да се види на фиг. 18 от Приложение 1. На снимката се виждат въжета и обгорели проводници. Въжетата вероятно са от системите за управление на опасните плоскости и спасителния парашут, други следи от спасителния парашут няма. Вероятно пожарът е бил най-силен в тази зона.

Вграденият в тялото горивен резервоар е от композитен материал и е изгорял заедно с намиращото се в него гориво.

По време на огледа на ВС телата на пилота и пътника са преместени от мястото на произшествието и са предоставени за медицинска експертиза. На мястото на събитието в точки с координати (X=23,40 m; Y=11,40 m), (X=23,40 m; Y=4,60 m) и (X=25 m; Y=4,60 m) са открити парчета от кости.

След преместване на останките на ВС на асфалтовото покритие на ПИК останаха да се виждат следи от три удара, причинили нарушаване на покритието, фиг. 20 от Приложение 1. Може да се предполага, че най-голямата следа, която беше описана по-горе е от съприкосновението на двигателя с ПИК, а другите две следи са съответно от дясната основна стойка и от носовата стойка на колесника. Координатите на центровете на следите по оста X са съответно 9,90 m, 12 m и 14,60 m. След сблъсъка на витло-моторна група с ПИК вероятно самолетът отскача и среща повторно земята с носова и дясна основна стойка и лек наклон на дясно. Тези предположения се

подкрепят от изводите направени при оценка на състоянието на двигателя, изложени в параграф 2.16.

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

Извършената съдебно медицинска експертиза за оглед и аутопсия на трупа на „пилота” в отделението по съдебна медицина на „МБАЛ – Бургас” АД сочи като непосредствена причина за неговата смърт тежката съчетана травма, резултат от удара на самолета в земната повърхност. В заключителната част на експертизата е записано:

„Вида на кожа и подкожие на дланите дава основание да се приеме, че до момента на удара на самолета в пистата „пилота” е стискал с голяма сила предмети (лостове или кормило за управление), като при последвалия удар в пистата поради структурните особености на кожа и подкожие на дланите са се отделили с оформянето на така наречената „ръкавица на смъртта. Този факт доказва, до момента на удара в пистата „пилота” е бил в съзнание и е осъществявал съзнателна и целенасочена дейност.”

Резултати от съдебно медицинска експертиза сочат като непосредствена причина за смъртта на пътника също тежка съчетана травма, резултат от удара на самолета в земната повърхност. В раздел външен оглед на тази експертиза е записано:

„... Ръцете са свити в лактите в така наречената „поза на боксьор”. ...”

Извършена е химическа експертиза за определяне на концентрацията на алкохол и други упойващи вещества в кръвта на КВС и пътника. Такива не са установени.

Копия от съдебно медицинските експертизи се съхраняват в делото свързано с материалите по разследването.

### **2.14. Пожар**

Пожар е възникнал след удара на ВС в земната повърхност, вероятно поради разлива на гориво при разрушаване на резервоарите и възникнало късо съединение при разкъсване на електрическите проводници. Гасенето на пожара е започнато с пожарогасител от аварийната кола на летателната площадка и продължило с противопожарна кола пристигнала от град Приморско. Гасенето не дава положителни резултати и самолетът е изгорял почти напълно, както се вижда от снимките от Приложение 1. Телата на пътника и „пилота” също са силно обгорели.

Няма информация за възникване на пожар в полет.

### **2.15. Фактори на оцеляването**

Самолетът притежава парашутна спасителна система, която вероятно не е задействана, тъй като очевидците които са наблюдавали самолета не споменават за появата на парашут при почти вертикалното движение на самолета към земната повърхност. В резултат на пожара системата е изгоряла, а пиропатронът се е взривил.

От положението на трупите може да се направи извод, че вероятно пътникът е със закопчани обезопасителни колани, а коланите на „пилота” не са били закопчани. Свидетелка твърди, че при излитането на самолета „пилота” и пътника са били със закопчани колани.

На летателна площадка Приморско има оборудван автомобил за аварийно спасителна дейност. Същият е оборудван съгласно изискванията на ръководството за експлоатация на летателната площадка. По данни на очевидци на третата минута колата с аварийно спасителните средства е била на мястото на произшествието. Използваният пожарогасител е бил зареден и е задействан. Поради интензивния пожар той се е оказал недостатъчен. В гасенето на пожара участва и пристигналата от Приморско пожарна.

### **2.16. Изпитания и изследвания**

За целите на техническото разследване са проведени:

- оглед на мястото на авиационното произшествие;
- оглед на останките на ВС на мястото на произшествието;
- беседи с очевидци на събитието;
- контролно разглобяване на двигателя на ВС;
- проучване и анализ на експлоатационни документи на ВС;
- оценка на експлоатационни характеристики на ВС;
- анализ на действията на летателния екипаж по време на полета;
- логико-вероятностен анализ на възможните причини за авиационното събитие.

Материалите и резултатите от направените изследвания са приложени към дело 10/ 24.08.2011 г. за разследване на авиационното произшествие.

На 13.09.2011 г. в двигателния цех на „Терем – Летец” ЕООД, гр. София, беше извършено контролно разглобяване на двигателя на самолет TL-2000 Sting, рег. знаци LZ-RSS, претърпял авиационно произшествие на летателна площадка Приморско на 24.08.2011 г. Двигателят е тип Rotax ULS, фабричен номер 6776116. Разглобяването беше извършено в присъствието на представители на комисията за разследване на авиационното произшествие:

Цел на разглобяването на двигателя беше:

1. Установяване на положението на двигателя в момента на първия удар в земната повърхност.
2. Установяване на причини за възможно нарушаване на работоспособността на двигателя в полет.

Да момента на разглобяването двигателя се съхраняваше в запечатан от председателят на комисията за разследване на авиационното произшествие склад на „Терем – Летец” ЕООД във вид показан на фиг. 1 от Приложение 2, така както беше получен от Областна дирекция на полицията гр. Бургас.

В процеса на разглобяването от двигателя бяха свалени останките от горелите кабели, жила, агрегати от всмукателната, изпускателна и охладителна системи. Най напред беше проверена идентификационната табела на двигателя, монтирана на корпуса на магнета на двигателя, фиг. 2 от Приложение 2. Набитият на табелата фабричен номер на двигателя е 6776116.

При извършеният външен оглед на двигателя беше установено, че вала на витлото е изкривен надолу и леко в дясно. Извършеният по-детайлен оглед дава основание да се предположи, че това е мястото на първоначалния удар на двигателя в земната повърхност (асфалта на ПИК на летателна площадка Приморско), фиг. 3 и фиг. 4 от Приложение 2. На фиг. 3 двигателят е показан в поглед отдолу-нагоре.

Извършено беше измерване на скоса на втулката на витлото получен при удара в земната повърхност, този скок трябва да съвпада с ъгъла на срещане на двигателя със земната повърхност. Измерването беше извършено по два начина – при двигател, лежащ на масата за разглобяване, фиг. 5 от Приложение 1 и при повдигнат двигател така, че направлението на скоса да съвпада с равнината на масата за разглобяване, фиг. 6 от Приложение 2. В този случай, когато двигателят лежи на масата беше измерен ъгъл  $64^{\circ}$ . При случая когато направлението на скоса съвпада с направлението на масата беше измерен ъгъл  $81^{\circ}$ . Разликата беше обяснена с несъответствието на повърхността на масата с направлението на разполагането на двигателя на моторамата на самолета. Като по-достоверни условия на измерването бяха приети тези на второто измерване при което беше уточнено, че вероятният ъгъл с който оста на витлото среща земята е между  $75^{\circ}$  и  $80^{\circ}$ . В подкрепа на твърдението, че двигателят среща земната повърхност най-напред с оста на витлото е и факта, че при разглобяване на редуктора вътре в него бяха

открити два скъсани болта от корпуса за фиксиране на лагера на вала монтиран в същия, фиг. 7 от Приложение 2. Лагерът е радиално-аксиален. Отчупено е парче от фланеца на вала на редуктора, фиг. 8 от Приложение 2. Снимката на фигурата е направена, когато двигателя е легнал в гръбно положение.

От изложеното до тук може да се направи извода, че двигателят е срещнал земната повърхност с оста на витлото под ъгъл между  $75^{\circ}$  и  $80^{\circ}$ , при което самолетът е бил с лек десен наклон.

По-нататък разглобяването на двигателя продължи с цел установяване на причини за нарушаване на работоспособността му в полет.

Останките от разрушени и полуизгорели агрегати на горивната, запалната, охладителната и всмукателната системи, прикрепени към двигателя не позволяват да се съди за тяхната работоспособност, но съществуват редица косвени признаци, като състояние на електроди на свещи, агрегати от бутално-цилиндровата група, предавки, валове и др. по които може да се съди за функционирането на двигателя.

Изгорели са шланговете от горивната и охладителна системи и смукателните филтри и тръбопроводи, изгорели са и изолациите на електрическите проводници и електрически агрегати, монтирани по двигателя, затопени са капациите на кутиите на клапаните и има следи от стичане на разтопен алуминий по конструкцията на двигателя. Всичко това и някои направени разчети, свързани със зареденото и изразходвано гориво, посочени по-горе в този доклад показват, че на борда на ВС е имало достатъчно гориво за подържане на нормалната работа на двигателя. При разглобяването беше констатирана нормалната работа на повдигача на подкачващата горивна помпа, като мембранната част на помпата е откъсната при удара и не беше намерена при разглеждането на отломките, няма следи и от горивните тръбопроводи към и от помпата, които са гумени.

Всички запални свещи са на мястото си и независимо от наличието на деформации и разрушена изолация по тях състоянието на техните електроди е добро и свидетелства за нормална работа на двигателя. Запалните свещи са показани на фиг. 9 от Приложение 2. По-нататък за улесняване на протоколиране на разглобяването беше възприета следната номерация на цилиндрите: първи цилиндър е първият от дясно по посока на полета, втори цилиндър – този разположен след него, трети цилиндър – вторият от ляво по посока на полета и четвърти цилиндър – първият от ляво по посока на полета. На снимката свещите са подредени по реда на приетата номерация на цилиндрите, като на първия ред са свещите разположени от долната страна на двигателя, на втория ред тези от горната страна.

Беше направен опит да се свали маховика на магнета и провери неговото състояние, поради горенето на електрическите инсталации на магнета това се оказа невъзможно. Разтопяването на материали при това горене и вследствие на нагриването от пожара е блокирало вала на магнета, който е куплиран с вала на двигателя и това не позволява развъртането на вала на двигателя и съществено затрудни разглобяването на същия, като наложи разрушаване на част от корпуса на магнета. На фиг. 10 от Приложение 2 е показан общия вид на маховика на магнета и корпуса на водната помпа. Независимо от изложеното, доброто състояние на електродите на електрическите свещи е косвен признак за нормалната работа на магнета по време на функционирането на двигателя.

След неуспешният опит за сваляне на маховика на магнета беше разглобен редуктора на витлото. В редуктора бяха открити скъсани глави от болтове за закрепване на корпуса на лагера на вала на редуктора и техните шайби, което беше споменато по-горе. Състоянието на зъбните колела на редуктора е добро, при което би следвало неговото функциониране да е нормално.



След свалянето на редуктора беше свалена маслената помпа и стартера. Предавките към тях са в изправно състояние. От корпуса на маслената помпа е изкършен фланец, вероятно за захващане на масления филтър, който беше намерен на местото на събитието отделен от двигателя. Беше проверено състоянието на филтриращият елемент на масления филтър посредством разрязване на същия. Същият е в добро състояние, няма видимо замърсяване и следи от стружки, фиг. 11 от Приложение 2.

Бяха свалени капациите на клапанните кутии, които са затопени от пожара и с изгорели уплътнения. Състоянието на кобилиците и пружините е добро, което може да се види от снимките на фиг. 12 и фиг. 13 от Приложение 2.

По-нататък разглобяване продължи със сваляне на главите на цилиндрите. Състоянието на главите на цилиндрите съответства на протичане на нормален горивен процес в цилиндрите на двигателя и е показано на снимката на фиг.14 от Приложение 2. Няма прегаряния по клапаните и главата. Клапаните лягат плътно в гнездата си. Повдигачите на клапаните са в добро състояние с изключение на тези на четвърти цилиндър, които са деформирани при удара.

След свалянето на главите бяха свалени самите цилиндри. Ризите на всички цилиндри с изключение на трети са спукани в равнината в която започва оребрияването за охлаждането. Може да се предполага, че спукванията са резултат от удара, тъй като няма следи от стружки и няма престъргвания по буталата. Състоянието на буталата и сегментите е добро. Свалянето на цилиндрите се извърши в следния ред – 3, 4, 2, 1. След цилиндрите бяха свалени и буталата. Няма проблеми свързани с движението на буталата и мотовилките, няма следи от стружки, протривания и износвания. На снимката на фиг. 15, Приложение 2, е показано буталото на трети цилиндър, а на снимката на фиг. 16, Приложение 2, е показан първи цилиндър на който пукнатината е най забележима.

След свалянето на буталата беше разцепен картера. Цепенето беше съпроводено с определени трудности, поради невъзможността да бъде демонтиран магнета, но независимо от това беше осъществено и на снимката на фиг. 17, Приложение 2, е показано състоянието на колянвия вал, мотовилковите механизми, разпределителния вал и зъбните колела, предаващи движението от колянвия на разпределителния вал. Не се забелязват предпоставки, които биха нарушили нормалната работа на механизмите или следи от нарушаване на нормалната работа на коляно мотовилковата група и разпределителния вал на двигателя. Състоянието на плъзгащите лагери на колянвия вал и на разпределителния вал е добро, има следи от тяхното смазване, в картера няма следи от замърсяване и стружки. На снимката на фиг. 18, Приложение 2, е показана свалената част на кутията на картера. От нея може да се види доброто състояние на черупките на плъзгащите лагери, което е предпоставка за нормалното въртене на вала на двигателя при отсъствие на блокирането му от маховика на магнета.

От изложеното по-горе може да се направи извода, че при разглобяването на двигателя не бяха открити причини за нарушаване на работоспособността на двигателя в полет свързани с неговата конструкция.

## **2.17. Допълнителна информация**

В техническото свидетелство на самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, сериен №10 ST 338, е записано, че негов собственик е юридическо лице „Астел Бодек” ООД с адрес гр. София 1229, ж.к. „Надежда 3”, бл. 306, вх. В, ет. 5, ап. 66. Това юридическо лице има сключен Договор за наем с „Олимпия Ер” ЕООД от 01.12.2010 г. С този договор самолетът TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, се предоставя под наем за ползване от „Олимпия Ер” ЕООД за период от пет години – до 01.12.2015 г. Като резултат от наличието на този договор самолетът е включен в спецификацията на Удостоверение за

регистрация на база за обучение на любители пилоти на самолет № BG/RF-01 на „Олимпия Ер“ ЕООД. Базово летище от което „Олимпия Ер“ ще провежда обучение е летателна площадка Бохот. Съгласно член 6 на Договора за наем, приемането на самолета се извършва с приемно-предавателен протокол и от двете страни по договора. Такъв няма подписан до момента на реализиране на събитието и Управителят на „Олимпия Ер“ ЕООД заявява, че не носи отговорност за експлоатацията на самолета.

Към момента на реализиране на събитието „Астел Бодек“ ООД е в процес на продажба на лице, което в параграф 2.1.2 на този доклад е наречено „пилота-любител“. Това лице сменя мястото на базиране на самолета от летателна площадка Бохот на летателна площадка Стряма, тъй като тя е близко до неговото местоживееене. Няма подписан документ, който да свидетелства за смяната на собствеността на „Астел Бодек“ ООД, при което експлоатацията на самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, от „пилота-любител“ като пилот-собственик противоречи на изискванията на М.А. 803 на Part M от регламент 2042/2003 на ЕС.

В хода на разследването беше установено, че в интернет на адрес [www.youtube.com](http://www.youtube.com) има качени два файла с клипове на който се изпълняват аеробатични фигури със самолет TL-2000 Sting. В параграф 2.6.2 на този доклад беше посочено, че в параграф 2.5. „Ограничения на маневрирането“ на РЛЕ на самолет TL-2000 Sting е записано: „...този самолет не е аеробатик и стръмни снижения, свредели и фигури от сложния пилотаж са строго забранени.“ Клиповете целят рекламиране на възможностите на самолета и пилота, който е инспектор от ГД „ГВА“. Това противоречи на основни правила на авиационна безопасност, в нарушение на задълженията на инспектора.

В обясненията, които дава като свидетел на случилото се лицето, летяло като пътник в полета предшестваш събитието пише: „... малко преди кацането пилота ме предупреди, че ще направи една фигура само за „зяпачите“, като наклони дясното крило към земята.“ В последвалите уточнения свидетелят посочи, че наклона на дясно е почти 90°.

В Section 2 на Aircraft Operating Instruction на самолет TL-2000 StingSport е записано: „Аеробатични маньоври, както се дефинират от 14 CFR 91.303, са умишлени маньоври, включващи рязка промяна на положението на самолета, необичайни положения или необичайни ускорения ненужни за нормалния полет.“

КВС реализирал авиационното произшествие е управител на АО, чийто предмет на дейност включва извършването на полети за разглеждане на забележителности от въздуха или забавления. Към деня на реализиране на събитието този АО не разполага с летателно годен самолет за изпълнение на тази дейност, което не изключва възможността той да се е договорил с „пилота-любител“ за използването на самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, за извършване на тази дейност.

### **3. Анализ**

При търсене на причините за реализираното авиационно произшествие комисията разгледа възможностите за реализиране на една от следните хипотези:

I хипотеза – Възникване на техническа неизправност по планера, системите или двигателя на самолета, довела до ситуация при която продължаването на полета е невъзможно;

II хипотеза – Влошаване на здравословното състояние на пилота довело до невъзможност за продължаване на полета.

III хипотеза – Допуснати грешки и отклонения от съществуващите технологии при пилотиране на самолета довели до попадане в ситуация при която продължаването на полета е невъзможно;

IV хипотеза – Преднамерена или случайна намеса на пътника в управлението на самолета.

Още в началото на разследването, като се имаха предвид атмосферните условия на 24.08.2011 г., беше отхвърлена хипотезата за неблагоприятни условия в средата в която се осъществява полета довели до невъзможност от неговото продължаване.

По I хипотеза:

Рязко изменение на траекторията на ВС в полет е възможно при нарушаване на конструктивната цялост на планера, свързана с отделяне на носещи или управляващи повърхности на ВС на последният етап от полета. Такова нещо не е забелязано от очевидците. В параграф 2.12 „Сведения за удара и отломките се сочи, че основните компоненти от аеродинамичната компоновка на самолета са съхранили своето положение и са разположени в окръжност с диаметър от 9 m, т.е. няма липсващи компоненти от конфигурацията на ВС, всички са разрушени и изгоряли на мястото на сблъсъка със земната повърхност. До момента на съставянето на този доклад няма информация за открити компоненти от ВС извън описаната в параграф 2.12 зона с максимални координати по оста X – 33,50 m и от 11.3 m до минус 41,2 m по оста Y на привързаната координатна система. Когато става дума за конструктивната цялост на планера трябва да се има предвид и факта, че не е изтекъл и дадения от завода производител гаранционен ресурс, посочен в параграф 2.6.1.

От системите, които осигуряват функционирането на ВС, от особено значение за провеждане на безавариен полет е системата за управление на самолета с нейните три канала в надлъжно, напречно и попътно направление. При огледа на останките на ВС комисията се опита да проследи целостта на веригите в трите направления. Както беше посочено в параграф 2.12, като резултат от удара и последващия пожар, всички вериги от системата за управление, както тези в напречното движение, реализиращи се с твърди тяги, така и тези в надлъжното и попътното движение, реализиращи се с меки тяги са разрушени и не може да се оцени тяхната работоспособност непосредствено преди реализиране на събитието. Съществуват обаче косвени доказателства, който позволяват да се съди за тяхната работоспособност. Тези косвени доказателства са:

- не е изтекъл гаранционния ресурс даден от производителя;
- извършената проверка на веригите за управление на завереното на 11.05.2011 г. 100 часово техническо обслужване при която няма открити неизправности;
- извършваните проверки на системата за управление при предполетните прегледи при които няма бележки от страна на „пилота“;
- отсъствие на бележки от страна на „пилота“ по отношение на нормалната работа на системата за управление в предхождащите полети;
- отсъствие на бележки от страна на „пилота“ по отношение на нормалната работа на системата за управление по радиото при реализиране на полета.

Тук трябва да се посочи и факта, че при извършеното контролно разглобяване на двигателя, отразено в параграф 2.16, не бяха открити причини за нарушаване на работоспособността на двигателя в полет, свързани с неговата конструкция. Отказ на двигателя в полет, свързан с загуба на неговата работоспособност сам по себе си не би следвало да доведе до произшествие, свързано с разрушаване на ВС и фатален изход за екипажа и пътниците. В параграф 2.6.2 на доклада беше отбелязано, че на ВС е монтиран бутален двигател Rotax 912 ULS, който не е сертифициран като авиационен и в параграф 2.3 на РЛЕ на самолета е записано следното предупреждение: „...Никога не летете с този двигател при условия, при които безопасното кацане с неработещ двигател е невъзможно. ...”. В случая при отказ на двигателя би следвало за „пилота“ да не представлява проблем реализирането на принудително кацане на летателна площадка Приморско.

Откази по горивната система в най-тежките случай биха довели до спиране на двигателя в полет и евентуално последващо повторно пускане във въздуха или принудително кацане, но не и до аварийна ситуация.

Като има предвид изложеното до тука по I хипотеза, комисията прави извода, че нейното реализиране е много малко вероятно.

По II хипотеза:

В комисията няма постъпили данни които да са свързани с предпоставки за възможност за внезапно влошаване на здравословното състояние на „пилота“. Няма такива данни и от преминаваните годишни авиомедицински прегледи. В съответствие с обясненията на „пилота-любител“, по време на прилитането от летателна площадка Ихтиман до летателна площадка Приморско, „пилота“ е бил в добро настроение и не са били налице признаци за неразположеност или проблеми със здравето. Резултатите от извършената аутопсия, изложени в параграф 2.13 показват, че смъртта му е предизвикана от удара в земната повърхност.

Като има предвид изложеното комисията приема II хипотеза като много малко вероятна.

По III хипотеза:

При анализиране на третата хипотеза, комисията разгледа следните аспекти, имащи отношение към възникналото авиационно произшествие:

1. Летателни характеристики и ограничения на самолета, изложени в Ръководството за летателна експлоатация, протокол от изпитателен полет (Flight test record) на самолет TL 2000 Sting, сер. № на производител 10 ST 388 и отразени в § 2.6.2.

2. Летателен опит на пилота до момента на авиационното произшествие.

Както е видно от изложеното в § 2.5.1 на настоящия доклад общият нальот на „пилота“ е 647:09 h. В основната си част този нальот е придобит на военни въздухоплавателни средства (изтребители) с високи маневрени характеристики. Летателният му опит на леки и свръхлеки ВС е малък и възлиза на 234 h.

Неспециализираните свръхлеки самолети, като TL 2000 имат ограничени маневрени възможности и сравнително малък експлоатационен скоростен диапазон, който за самолет TL 2000 Sting Carbon е в границите от 85 до 285 km/h.

По оценка на комисията основната част от летателните навици и умения на „пилота“ са придобити на ВС с високи маневрени характеристики, при което навигациите и уменията на пилота не съответстват на маневрените характеристики на самолети от свръхлек и лек клас.

В допълнение към гореизложеното и видно от § 2.5.1 е и факта, че комисията не откри документи, които да потвърждават преминаването на задължителния 5 h-ов курс за запознаване с особеностите на самолет TL 2000.

3. Характер на изпълнявания полет.

За разлика от предшестващите три полета за разглеждане на забележителности от въздуха, характерът на четвъртия полет е различен. Съгласно обяснения на очевидци, при този полет са изпълнявани маньоври над летището, което означава, че полетът има по-скоро демонстрационен характер на уменията и възможностите на пилота и самолета.

4. Други обстоятелства, повлияли на протичането на полета, при който е реализирано авиационното събитие.

Такова обстоятелство е присъствието на зрители на летището, което е накарало пилота да демонстрира пред тях своите умения за пилотиране. В своите обяснения момичето, което е било на борда на ВС по време на третия полет потвърждава това: „Полета ми траеше около 20 мин. Върнахме се над летището и малко преди кацането пилота ме предупреди, че ще направи една фигура само за „зяпачите““.

Така изложените обстоятелства предопределят условия на повишен риск при изпълнение на последния полет, при който е възникнало авиационното произшествие.

Извършеното контролно разглобяване на двигателя показва, че витломоторната група на самолета, която се разполага в носа на същия е срещнала асфалтовото покритие на ПИК под ъгъл между  $75^{\circ}$  и  $80^{\circ}$  с лек десен наклон на самолета. Такъв удар е възможен при положение, че ВС се е сринало, т. е. по една или друга причина въздушният поток се е откъснал от аеродинамичните му повърхности и е започнало пропадане на ВС. При срыв на потока подемната сила  $Y$ , която поддържа ВС в полет е много по-малка от теглото на самолета  $G_{BC}$ . Необходимо условие за реализиране на хоризонтален полет е  $Y=G_{BC}$ , а при полет с ляв или десен наклон, на теглото на самолета трябва да се равнява на вертикалната компонента на подемната сила.

В аеродинамиката подемната сила се определя с помощта на следната формула:

$$Y = c_Y S \frac{\rho V^2}{2},$$

където:  $c_Y$  – коефициент на подемната сила;

$S$  – площ на крилото, която за самолети с неизменяема геометрия е постоянна величина.

$\rho$  – плътност на въздуха;

$V$  – скорост на полета.

Коефициентът  $c_Y$  зависи от използваните аеродинамични профили, формата на крилото и е функция от ъгъла на атака. Когато ъгълът на атака расте, расте и  $c_Y$  до определени стойности на ъгъла на атака при които достига максимум, след което в известен диапазон от ъгли  $c_Y$  плавно намалява, след което рязко пада. Рязкото падане е свързано с откъсване на потока от повърхността на профила. При такова откъсване е невъзможен устойчив полет.

Необходимо е да се отбележи, че с увеличаване на масата на ВС трябва се увеличава и  $Y$  за подържане на установен полет. При зададена геометрия на ВС и определена скорост това изисква увеличаване на  $c_Y$ , следователно увеличаване на ъгъла на атака. При увеличаване на скоростта ъгълът на атака трябва да намалява и обратно. При увеличаване на ъгъла на атака той се приближава до този при който става откъсване на потока и обратното. В полет изменението на ъгъла на атака се осъществява с помощта на органите за надлъжно управление на ВС.

Трябва да съществува определен запас по отношение на ъгъла на атака, който да гарантира устойчивото обтичане на аеродинамичните профили на ВС. Това се постига посредством ограничаване на максимално допустимата излетна маса на ВС и ограничаване на минимално допустимата скорост при определена конфигурация. В параграф 2.6.2 са посочени максимално допустимата излетна маса и минимално допустимата (сривна) скорост на самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS:

- максимална излетна маса е 472,5 kg;
- сривна скорост без клапи – 82 km/h;
- сривна скорост с клапи – 63 km/h.

В глава „Експлоатационни ограничения” в РЛЕ на самолета, стр. 16, се сочи, че максималната излетна маса не трябва да се превишава в никакъв случай. Както беше посочено в параграф 2.6.2, полетът при които е реализирано събитието по първия вариант на пресмятане е започнал с излетна маса на ВС не по-малка от 540 kg. Максималната излетна маса е превишена с 67,5 kg, което представлява 44 % от допустимия полезен товар, а по втория вариант на пресмятане полетът е започнал с излетна маса не по-малка от 517,5 kg, като максималната излетна маса е превишена с 45 kg, което представлява 29 % от допустимия полезен товар. И при двата случая на пресмятане е налице превишаване на максималната излетна маса. При прелитането от

летателна площадка Ихтиман до летателна площадка Приморско по първия вариант на пресмятане максималната излетна маса е превишена със 114 kg, което представлява 74 % от допустимия полезен товар, а по втория вариант на пресмятане максималната излетна също е превишена, като превишението е 91,5 kg, което представлява 59 % от допустимия полезен товар. Това означава, че при всички полети, реализирани на 24.08.2011 г., самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, е летял на повишени ъгли на атака с намален запас по отношение на ъгъла на атака и с опасност при изпълнение на по-резки маневри да излезне на свръх критични ъгли на атака и да се срине. КВС не е трябвало да предприема такива полети.

От обясненията на очевидците е видно, че последният полет не е осъществен за разглеждане на забележителности, а по-скоро е носел характера на демонстрационен полет, при който са изпълнявани различни маневри. При посочените по-горе условия и при изпълнение на завой с по-голям ъгъл на наклона на малка височина или на елементи от аеробатични фигури, вероятно самолета се е сринал и се забива в асфалтовото покритие на ПИК. Трябва да се отбележи, че за изпълнение на такива маневри е необходимо да се създаде определено претоварване. Създаването на претоварване от порядъка на 2 - 3 единици води до увеличаване на скоростта на свив от 80 km/h до 113 или съответно 140 km/h, което в съчетание с не високата тяговъоръженост на самолета и липсата на опит на пилота на този самолет, са довели вероятно до намаляване на скоростта на полета в процеса на изпълнение на маневъра под текущата свивна скорост в зависимост от претоварването, възникване на енергичен свив на потока, респективно на самолета на малка височина, което е изключило възможността за възстановяване на режима на полета, загуба на ефективност на кормилата и удар на самолета в земята. Малката височина, при която е възникнал свива, косвено се потвърждава и от обстоятелството, че не е имало време и възможност за използване на спасителния парашут и същият не е задействан.

От изложеното в параграфи 2.5 и 2.17 е видно, че КВС няма права да пилотира самолет TL-2000 Sting и няма право да извършва полети срещу заплащане.

Изложеното до тука прави най-вероятна хипотеза III за реализиране на авиационното произшествие.

По IV хипотеза:

Конструкцията на ВС е такава, че всички органи за управление на самолета, които се намират пред пилота се разполагат и пред пътника. Това прави актуален въпроса за възможна умишлена или случайна намеса на пътника в управлението на самолета. За да се избегне това преди началото на полета „пилота” информира пътника, какво може и какво не може да прави по време на полета. Такъв информация „пилота” дава на момичето преди предния полет, логично е да се предположи, че аналогичен инструктаж е направен и при следващия полет. С оглед на липсата на опит на пътника и сложността на изпълняваните маневри в полета към момента на реализиране на събитие може да се предположи, че управлението на ВС е осъществявано от „пилота”. В подкрепа на такова твърдение са и резултатите от медицинската експертиза посочени в параграф 2.13. При пътника не се открива характерното нараняване на дланите открито при пилота, а ръцете са свити в така наречената „поза на боксьор”.

По отношение на възможността за случайна намеса в управлението на ВС от страна на пътника и с оглед на изложеното в § 2.15. Фактори на оцеляването, комисията констатира, че „пилотът” и пътникът са били с поставени колани. Ограничението на придвижването на тялото на пътника в пространството прави много малко вероятна възможността от случайна намеса на пътника в управлението на ВС при изпълнение на резки еволюции с ВС. Лостът за управление се намира на

достатъчно разстояние пред тялото на пътника така, че да се намали вероятността от случайно въздействие на ръката върху лоста за управление в посока “надолу”.

Комисията приема, че изложеното прави тази хипотеза много малко вероятна.

#### **4. Заключение**

След като анализира изложените факти комисията направи заключението, че авиационното произшествие е резултат от следната:

**- Непосредствена причина за реализиране на авиационното произшествие:**

Аеродинамичен срив на ВС с последващ удар в ПИК.

**- Основни причини за реализиране на авиационното произшествие:**

Изпълнение на маньоври в нарушение на Ръководството за летателна експлоатация на самолета, при които ъгълът на атака на самолета превишава критични стойности.

**- Съпътстваща причина за реализиране на авиационното произшествие:**

Неспазване на правилата за провеждане на полетите във въздушното пространство на Република България с едновигателни самолети.

Полети на самолета с маса превишаваща максимално допустимата при излитане.

**При извършените проверки комисията констатира и следните нередности:**

1. КВС няма отметка в летателната книжка за преминаване на самолет тип TL-2000 Sting.

2. КВС няма записани в летателната книжка или друг документ пролетени часове на самолет тип TL-2000 Sting.

3. КВС няма право да извършва превоз на пътници срещу заплащане с този самолет.

4. КВС няма право да извършва превоз на пътници с този самолет поради отсъствие на необходимия летателен опит на типа ВС.

5. Всички документи на ВС в които се записва пролетяно време и извършено обслужване са на борда на ВС.

6. В програмата за техническо обслужване на самолета няма списък на пилотите собственици, определени да извършват обслужване на ВС.

7. В съответствие с М.А.803 на част М от регламент 2042/2003 „пилота-любител” няма права за извършване на линейно техническо обслужване на ВС.

8. Превишена максималната допустима маса на ВС при кацане на летателна площадка Приморско.

9. Самолет TL-2000 Sting, рег. зн. LZ-RSS, е включен в спецификацията на база за обучение на пилоти любители „Олимпия Ер” ЕООД, без да е подписан приемно-предавателен протокол по договора за даването му под наем.

10. Няма документ, който да урежда смяната на собствеността на фирма „Астел Бодек” ООД, притежател на самолета.

11. Собственикът на ВС позволява извършването на полети със самолета от лица, нямащи съответната правоспособност.

12. Допуснат несанкциониран достъп на непознати лица на летателната площадка и на борда на ВС.

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

Непосредствено след реализиране на авиационното събитие бяха предприети следните мерки за безопасност:

С писмо рег. № 10-01-118/25.08.2011 г. до Главния директор на ГД „ГВА” беше препоръчана следната незабавно мярка за безопасност на полетите:

- За периода от 25.08 до 26.08.2011 г. включително, с цел изясняване на възможната причина за авиационното произшествие, временно да бъдат преустановени полетите със самолети TL-2000 Sting на територията на Република България.

С писмо рег. № 10-01-119/26.08.2011 г. до Главния директор на ГД „ГВА” комисията за разследване предлага всички полети на самолети TL-2000 Sting на територията на Република България да бъдат разрешени, считано от 27.08.2011 г. след изпълнение на следните мероприятия:

1. Проверка на системата за управление на ВС;
2. Извършване на наземна проба на двигателя на ВС на всички режими, включително „излетен”.
3. Запис за извършването на посочените в т. 1 и т. 2 мероприятия в дневника на ВС.

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

1. ГД „ГВА” да организира разглеждането на този доклад от летателния персонал на всички авиационни учебни центрове.

Отговорник – Главен директор на ГД „ГВА”.

2. При извършване на годишните прегледи на самолети тип TL-2000 Sting инспекторите от отдел „Летателна годност” на ГД „ГВА” да документират в Контролната карта за инспекция на самолета състоянието на надписа в кабината на самолета за допустимата маса на екипажа в зависимост от количеството заредено гориво.

Отговорник – Началник отдел „Летателна годност” на ГД „ГВА”

3. Дирекция „Авиационна безопасност” към ГД „ГВА” да засили контрола по отношение на воденето на летателните книжки на всички пилоти, притежаващи квалификационен клас SEP и по отношение на придобиването на права за нов тип ВС, като за предприетите действия информира периодично, в края на всяка календарна година дирекция „ЗРПВВЖТ” на МТИТС.

Отговорник – Директор на дирекция „Авиационна безопасност” към ГД „ГВА”.

4. При одобряване на програмите за техническо обслужване на ВС експлоатирани от пилоти собственици отдел „Летателна годност” на ГД „ГВА” да следи за изпълнение на изискванията на М.А. 803 и недопускане на несъответствия отразени в т. 6 и т. 7 от посочения по-горе списък с нередности.

Отговорник – Началник отдел „Летателна годност” на ГД „ГВА”.

5. ГД „ГВА” нормативно да уреди изискване към собствениците на частни ВС да осигурят съхранение на записи за пролетяното време и извършеното техническо обслужване на ВС на земята.

Отговорник – Главен директор на ГД „ГВА”.

6. ГД „ГВА” да задължи управителите на лицензирани летателни площадки да записват в дневника на летателните площадки имената на лицата, изпълняващи полет от тях и лицата, качващи се борда на ВС, за извършване на полет.

Отговорник – Главен директор на ГД „ГВА”.

Следват: Приложение 1;  
Приложение 2.



Комисията за разследване напомня на всички организации, до които са изпратени мерки за безопасност, че на основание на чл. 18 на Регламент (ЕС) 996/20.10. 2010 и чл. 19, ал. 7 на Наредба № 13, за разследване на авиационни произшествия, са задължени да уведомят писмено дирекция „ЗРПВВЖТ” към МТИТС за изпълнението на мерките за безопасност и сроковете за тяхното въвеждане.

**Председател на комисията:**

..... (Ст. Петров)

**Членове:**

..... (Яв. Петров)

..... (Хр. Христов)

..... (Н. Николов)

..... (Ст. Стефанов)