

# ОКОНЧАТЕЛЕН ДОКЛАД

от

разследване на авиационно произшествие, реализирано на 20.04.2019 г. със самолет ZODIAC CN 601, регистрационни знаци LZ-ASN, при демонстрационен полет над стадиона на село Оризари, област Пловдив



2020 г.

## Цел на доклада и степен на отговорност

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

**СЪДЪРЖАНИЕ**

01	Списък на използваните съкращения.....	4
1.	Увод.....	5
2.	Фактическа информация.....	5
2.1.	История на полета.....	5
2.1.1.	Номер на полета, вид на полета, последен пункт на излитане, време на излитането и планиран пункт на кацане.....	5
2.1.2.	Подготовка и описание на полета.....	5
2.1.3.	Местоположение на авиационното събитие.....	6
2.2.	Телесни повреди.....	6
2.3.	Повреди на ВС.....	7
2.4.	Други повреди.....	7
2.5.	Сведения за персонала:.....	7
2.5.1.	Командир на ВС.....	7
2.6.	Сведения за въздухоплавателното средство.....	7
2.6.1.	Информация за летателната годност.....	7
2.6.2.	Кратки сведения за техническите характеристики на самолета.....	9
2.6.3.	Информация за използваното гориво и неговото състояние.....	10
2.7.	Метеорологична информация.....	11
2.8.	Навигационни средства.....	11
2.9.	Комуникационни средства.....	11
2.10.	Информация за летището.....	11
2.11.	Полетни записващи устройства.....	11
2.12.	Сведения за удара и отломките.....	11
2.13.	Медицински и патологични сведения.....	12
2.14.	Пожар.....	13
2.15.	Фактори на оцеляването.....	13
2.16.	Изпитания и изследвания.....	13
3.	Анализ.....	16
4.	Заключение.....	17
4.1.	Изводи.....	17
4.2.	Причини.....	19
5.	Препоръки за осигуряване на безопасността на полетите:.....	19
	ПРИЛОЖЕНИЕ 1.....	21
	ПРИЛОЖЕНИЕ 2.....	30

## 01 Списък на използваните съкращения

АО	-	Авиационен оператор;
БАН	-	Българска академия на науките;
ВП	-	Въздушно пространство;
ВС	-	Въздухоплавателно средство;
ГДГВА	-	Главна дирекция „Гражданска въздухоплавателна администрация“;
ДВ	-	Държавен вестник;
ДП РВД	-	Държавно предприятие „Ръководство на въздушното движение“;
ж. п.	-	железопътни превози;
ЕВС	-	Екипаж на въздухоплавателно средство;
ЗГВ	-	Закон за гражданското въздухоплаване;
ЗРПВВЖТ	-	Звено за разследване на произшествия във въздушния, водния и железопътния транспорт;
МВР	-	Министерство на вътрешните работи;
МТ	-	Министерство на транспорта;
МТИТС	-	Министерство на транспорта, информационните технологии и съобщенията;
ЛП	-	Летателна площадка;
КВР	-	Капитално-възстановителен ремонт;
ПИК	-	Писта за излитане и кацане с направление;
НЕ	-	Начало на експлоатацията;
ОВД	-	Обслужване на въздушното движение;
ОТО	-	Организация за техническо обслужване;
ПТО	-	Програма за техническо обслужване;
ПИК	-	Писта за излитане и кацане;
РЛЕ	-	Ръководство за летателна експлоатация;
РП		Ръководител полети;
РПП	-	Ръководство за провеждане на полетите;
РЛЕ	-	Ръководство за летателна експлоатация;
САЩ	-	Съединени американски щати
СЗРАС	-	Специализирано звено за разследване на авиационни събития;
СОП	-	Стандартни оперативни процедури;
стр.	-	страница;
ТБД	-	Технически борден дневник;
ТО	-	Техническо обслужване;
УДЕ	-	Удостоверение за допускане до експлоатация;
ЦПИ	-	Център за полетна информация;
АОРА	-	Aircraft Owners and Pilots Association;
САА	-	Граждански авиационни власти;
EASA	-	Европейската агенция за авиационна безопасност;
РОН	-	Pilot Operating Handbook;
ICAO	-	Международна организация за гражданска авиация;
UTC	-	Универсално координирано време;

## 1. Увод

**Дата и час на авиационното събитие:** 20.04.2019 г. 10:11 h местно време (07:11 h UTC).

**Уведомени:** Дирекция ЗРПВВЖТ и Главна дирекция „Гражданска въздухоплавателна администрация“ при МТИТС на Република България, Европейска комисия, Европейската агенция за авиационна безопасност (EASA), Международната организация за гражданска авиация (ICAO), Национален борд за безопасност в транспорта на САЩ (NTSB), Борда за безопасност в транспорта на Канада и Бюрото за разследване и анализи за авиационна безопасност на Република Франция.

На основание чл. 9 ал. 1 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 № 02/20.04.2019 г. от архива на СЗРАС.

На основание чл. 5, ал. 1 от Регламент (ЕС) № 996/2010, относно разследването и предотвратяването на произшествия и инциденти в гражданското въздухоплаване, чл. 142, ал. 2, от ЗГВ на Република България от 01.12.1972 г. и чл.10, ал.1 от Наредба №13 със заповед № РД-08-244/17.05.2019 г. на директора на дирекция ЗРПВВЖТ към МТИТС, е назначена комисия за разследване на авиационното произшествие.

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

На 20.04.2019 г. самолет ZODIAC CH 601, регистрационни знаци LZ-ASN, изпълнява демонстрационен полет над стадиона на село Оризари, област Пловдив, при откриване на състезание с радио-управляеми дроне. Около 10:11 h самолетът прелита в хоризонтален полет, на височина около 10 m, над стадиона и започва набор на височина. Лявото полукрило се откъсва от тялото на самолета. Той се завърта наляво около надлъжната си ос, прелита към 100 m, удря се в дървета и пада на десния бряг на река Марица. При удара в земната повърхност загиват КВС и пътник, намиращ се на борда. Самолетът е напълно разрушен.

Комисията за разследване във връзка с безопасността приема като основна причина за реализиране на авиационното произшествие прекомерно експлоатационно претоварване, резултат от нарушаване на технологията на пилотиране на самолета при центровка, близка до пределно задната и нарушаване на правилата за провеждане на полетите на безопасни височини и над населени места от пилотиращия пилот.

## 2. Фактическа информация

Цялостната фактическа информация относно историята на полета, подготовката му и изпълнението, както и за реализирането на самото авиационно събитие, Комисията получи от беседи и писмени сведения на свидетели и данни от ГД ГВА.

На самолета не е предвидена система за записване параметрите на полета.

### 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:** полет LZ-ASN.

**Вид на полета:** частен полет.

**Последен пункт на излитане:** несертифицирана летателна площадка Белозем.

**Време на излитането:** 09:50 h.

**Планиран пункт за кацане:** несертифицирана летателна площадка Белозем.

#### 2.1.2. Подготовка и описание на полета

На 20.04.2019 г., малко след 9 h, собственикът на самолет ZODIAC CH 601, регистрационни знаци LZ-ASN, пристига на несертифицирана летателна площадка Белозем, село Белозем, община Раковски, област Пловдив и след кратък разговор с познати, използващи площадката за базиране на собствени ВС, изпълнява полет по маршрут, близък до кръга на

летателната площадка. Няма информация от очевидците относно действия, свързани с подготовката на самолета за полети. Няма записи в откритата техническа документация на самолета за такава подготовка. След кацането взема на борда пътник, който сядва на лява седалка, където обикновено е място за пилотиращия пилот или обучаем. Собственикът и КВС няма инструкторски права, но сядва на дясна седалка. Макар, че пътникът е под 18 години има не официална информация, че същият е обучаван за пилот и пилотира добре, като е пилотирал и ВС реализирало събитието. Самолетът излита с двете лица на борда по маршрут, чиято крайна цел е стадионът на село Оризари, община Родопи, област Пловдив.

В този ден, на този стадион, „Модел клуб Пловдив“, занимаващ се с управление на радиоуправляеми модели на самолети и вертолети, се организира състезание в памет на починал член на клуба. Собственикът на ВС, реализирало събитието, е обявил, че осигурява безплатен полет със самолета, като награда на победителя в състезанието. Планирано е откриването на състезанието да се предхожда от демонстрационен полет на самолета с който ще се реализира наградата. За провеждането на мероприятиято и извършване на демонстрациите не са уведомени авиационните власти в лицето на ГД ГВА.

От реализацията на полета е видно, че се предвижда прелитане над стадиона на височина около 10 m с последващ набор на височина. В 10:11 h (по данни от очевидци) самолетът подхожда към стадиона от югоизток и плавно преминава за ниско прелитане. В началото на стадиона самолетът е в хоризонтален полет и в момента, когато преминава в режим на набор на височина лявото полукрило се отделя от тялото на самолета и се удря във фанара. В резултат от удара фанарът се разрушава и разпръсква на малки парчета в цялата южна половина на стадиона. Отделилото се ляво полукрило пада на терена на стадиона, фиг. 7 от Приложение 1. Самолетът започва да се върти по надлъжната си ос в посока наляво и след 100...150 m се удря в дървета на брега на река Марица, където се срива, фиг. от 1 до 3 от Приложение 1. Свидетели на събитието бързо отиват към мястото където е паднал самолетът, който е обърнат с кабината надолу. Няколко човека обръщат самолета и сръзват коланите за да освободят екипажа, който не проявява признаци на живот. Един от очевидците е телефонирал на телефон 112 и скоро на мястото на произшествието пристига бърза медицинска помощ, която констатира смъртта на собственика, командир на ВС и другото лице на борда. Пристига и пожарна, която не се задейства, тъй като, независимо от наличието на бензинови изпарения на мястото на съприкосновение на самолета със земната повърхност, не е възникнал пожар.

### 2.1.3. Местоположение на авиационното събитие

Авиационното произшествие е реализирано на 20.04.2019 г. към 10:11 h над стадиона на село Оризари, област Пловдив, в светлата част на денонощието.

Лявото полукрило пада в северната половина на стадиона с GPS координати 42°1562.35' N 24°6328.64' E и надморска височина 170 m.

Тялото на самолета пада на десния бряг на река Марица на място с GPS координати 42°1510.34' N 24°6330.58' E.

## 2.2. Телесни повреди

Телесни повреди	Членове на екипажа	Пътници	Общо на борда на ВС	Други лица
Смъртен изход	1	1	2	0
Сериозни	0	0	0	0
Отсъстват	0	0	0	0
Общо	1	1	2	0

### 2.3. Повреди на ВС

При огледа на самолета на мястото на произшествието се констатира, че неговото разрушаване е започнало във въздуха над терена на футболното игрище, където се откъсва лявото полукрило без задкрилката, която остава прикрепена към тялото на самолета. След откъсването си крилото удря остъклената част на кабината на самолета и я разрушава. Останалата част на самолета прелита известно разстояние, извършвайки въртливо движение на ляво около надлъжната си ос и след сблъсък с върба на десния бряг на река Марица се срива на земната повърхност, като е напълно разрушена и не подлежи на възстановяване, фиг. от 1 до 3 на Приложение 1.

### 2.4. Други повреди

Няма други повреди.

### 2.5. Сведения за персонала:

#### 2.5.1. Командир на ВС

Мъж, 45 годишен.

Свидетелство за правоспособност: BGR. FCL.PPA – 0023-11595 издадено на 21.11.2013 от ГД ГВА, презаверено на 21.10.2017 г. и валидно до 31.10.2019 г.

Квалификационни отметки: SEP (land).

Национално свидетелство за любител пилот на СЛВС № BGR.NPPL-0064-11595, издадено на 27.10.2017 г.

Квалификационна отметка: А, валидна до 12.10.2019 г.

Медицинска годност: Клас 2 / LAPL, валидност до 11.02.2021 г., издадена от гражданските авиационни власти на Румъния.

Медицински ограничения: няма.

Комисията не разполага с точни данни за летателния опит, тъй като летателната книжка на пилота не беше открита. Първоначалното летателното обучение на същия е извършено от база за обучение на любители пилоти „Олимпия ер“ ЕООД през 2013 г. и включва 49:21 летателни часа, от които 20:51 самостоятелни.

Няма информация за нарушена почивка в деня предшестваш полета при който е реализирано произшествието.

Комисията приема, че КВС притежава съответните права за пилотиране на самолет от типа на този с който е реализирано произшествието. КВС притежава добри технически умения и участва в сглобяването на самолета с който е реализирано събитието.

По предположение на свидетели на събитието е възможно по време на събитието самолетът да е пилотиран от пътника, мъж на навършени 17 години, но няма доказателства за това.

### 2.6. Сведения за въздухоплавателното средство

#### 2.6.1. Информация за летателната годност

Самолет, в съответствие с удостоверение за регистрация №2479, издадено на 07.03.2014 г. от ГД ГВА на Република България, ZODIAC CH 601, регистрационни знаци LZ-ASN, сериен номер 606-025 е категория експериментално-любителски построено ВС. За построяване на същото е използван кит за планер ZODIAC CH 601 XL-ULM, закупен от френски офис на Zenair Ltd, Canada с фактура № Z-1345. На отправено запитване производителят на кита отговаря, че китът на самолета включва освен кит на планера двигател и авионикс, които не са закупени от тях и следователно те не са отговорни за типа на самолета. Собственикът закупува частите и сглобява самолета. Той е производител. Ето защо комисията приема, че в удостоверението за регистрация неправилно е записан типът на самолета и производителя.

При сглобяване на кита на планера са правени конструктивни изменения, за които няма записи в документацията на самолета, като например замяна на гъвкавото управление на елероните с тръбно, поставяне на усилващи планки на възела за закрепване на крилото към

тялото. Силовата греда в тялото на която се захващат полукрилата не съответства на конструкцията на силовата греда описана в документи на производителя. При построяване на самолета е воден строителен дневник. Оригиналът на този дневник не беше открит от комисията за разследване, а направеното копие от ГД ГВА е с такова качество, че не може да бъде използвано за друго, освен да се проследи във времето последователността на извършваните дейности. От дневника не личи инспектори от ГД ГВА да са извършвали контрол на извършването на важни операции по сглобяването, като например присъединяване на полукрилата към тялото. В инспекторската карта с която е извършен преглед на самолета с цел допускането му към летателни изпитания не е включена проверка на възела за закрепване на крилото към тялото.

При регистрацията на самолета в ГД ГВА би следвало да бъде представено Ръководство за летателна експлоатация на самолета (РЛЕ) и същото да бъде одобрено. В ГД ГВА няма копие на такъв документ. Не е открито РЛЕ на борда на претърпелия произшествието самолет, няма такъв документ в чантата с документи на загиналия пилот, предадена от съпругата му след събитието, нямат такъв документ и съсобствениците на самолета. В РЛЕ би следвало да са записани всички ограничения, които трябва да се спазват при експлоатацията на самолета и нормалните и аварийни експлоатационни процедури.

При регистрацията си самолетът е с двигател EJ22 SUBARU и максимална излетна маса 650 kg. На 21.11.2017 г. двигателят на самолета е заменен с двигател Rotax 912 ULS и максималната му излетна маса е ограничена на 450 kg. Посочените промени са свързани със съществени изменения на характеристиките на самолета. Във връзка с тези промени, при извършване на инспекция за издаване на Специално удостоверение за летателна годност на самолета, ГД ГВА изисква коригиране на РТО във връзка с направените промени, но не изисква изменение на РЛЕ.

ГД ГВА издава специално удостоверение за летателна годност на самолета № 2479 валидно за периода от 03.12.2018 г. до 02.12.2019 г. През този период се реализира разследваното събитие. В удостоверението в графата „Производител и наименование на ВС“ неправомерно е записано „Zenair Ltd, Canada ZODIDC CH 601“.

На 24.10.2018 г. на самолета е извършено годишно и 100 часово обслужване в съответствие с одобрения план за техническо обслужване на същия. Сто часовият преглед е извършен 126 летателни часа след предходния с което графикът за изпълнение на 100 часови прегледи е нарушен с 26 часа. При извършване на прегледа самолетът има пролетени 220:55 летателни часа от началото на експлоатацията. Поради разрушаване на приборното табло моторчасовникът не е открит и отсъства запис на пролетените часове до момента на реализираното събитие.

До реализиране на авиационното произшествие техническото обслужване на самолета се извършва в съответствие с изискванията на план за техническо обслужване на самолет ZODIDC CH 601, регистрационни знаци LZ-ASN, одобрен от ГД ГВА на 22.11.2018 г. Раздел 6 на този план е озаглавен „Ограничени задачи по техническото обслужване, които се изпълняват от Пилота-собственик“. В пред-предпоследния абзац на страницата на която е заглавието на раздела (липсва номерация на страниците в разделите на плана, което затруднява проследяване на цитирането) е записано:

„Задачите свързани с техническото обслужване не трябва да бъдат изпълнявани от Пилота-собственик, когато са свързани:

1) Пряко с безопасността, там където неправилните действия биха повлияли неблагоприятно на летателната годност на самолета или задачата за техническото обслужване чувствително ще повлияе на безопасността на полета или

3) С изпълнението на директива за летателна годност, освен ако в нея не е посочено, че може да бъде изпълнена от Пилота-собственик...“

Ограничените задачи по ТО изпълнявани от пилота-собственик са посочени в таблица на страници 2 и 3 от този раздел. В ред 3 на тази таблица са посочени точки от 10 до 76 от параграф 8.2 на този План, които отговарят на посочените по-горе условия и следователно не би следвало



да бъдат изпълнявани от пилота-собственик. При съставянето на т. 62 има разлика между българския и английския текстове. В българския текст е записано „външни силови елементи“, а в английския текст е „internal structure“. Вътрешен конструктивен силов елемент е и този разрушаването на който е предизвикало авиационното произшествие.

В параграф 3.2. 4 на плана за ТО е записано „При изпълнение на първия полет за деня и предполетен преглед преди всеки следващ полет в рамките на летателния ден ..., не се издава удостоверение за повторно допускане до експлоатация.“

В раздел 8 на плана за ТО, озаглавен „Задачи за планирано техническо обслужване“, като вид техническо обслужване са записани:

- Предполетен преглед от пилота;
- Преглед А, преди първият полет за деня;

...

Отсъствието на изискването на запис за тези дейности, които са част от ТО на самолета, противоречи на изискването на чл. 84 от Наредба Н-1 от 09.01.2014 г. и води до затруднения при разследване на авиационни събития във връзка с оценка на готовността на самолета за изпълнение на конкретния полет.

Съществува разлика между задачите за планирано ТО изписани в параграф 8.5 на програмата за ТО и графика на изпълнените работи при обслужването изпълнено на 24.10.2018 г. Разликата се дължи на факта, че прегледът е изпълнен на основание на Ръководство за техническо обслужване, одобрено на 12.10.2015 г. При извършване на годишната инспекция от ГД ГВА новият План за ТО на самолета е бил вече одобрен и би следвало извършените работи по самолета да съответстват на този нов план.

Отсъства план за отстраняване на несъответствията при преминаване на техническото обслужване от изпълнение на Ръководство за ТО към изпълнение на План за ТО.

Отсъства запис за правените конструктивни изменения и тяхното одобрение от ГД ГВА при замяната на двигател EJ22 SUBARO с двигател Rotax 912 ULS.

Монтираният на 21.11.2017 г. двигател Rotax 912 ULS, сериен №5644286 има наработени към 24.10.2018 г. 251 часа при междуремонтен ресурс 1500 моточаса и 12 години по календарен срок.

На самолета е монтирано трилопатно витло произведено от IVOPROP модел MEDIUM, тип IVOPROP 1-800. Във формуляра на витлото не е записан серийния номер на същото.

Авиационно произшествие не е свързано с нарушаване на нормалната работа на силовата установка.

На основание на изложеното в този параграф, Комисията за разследване във връзка с безопасността приема, че към момента на реализиране на събитието самолетът е разполагал с документиран необходим ресурс за изпълнение на полета, но при неговото регистриране, при подържане и контрол на подържането на летателната годност са допуснати отклонения от нормалните процедури.

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

Самолет ZODIAC CH 601, регистрационни знаци LZ-ASN, е двуместен, еднодвигателен самолет с бутален двигател, ниско разположение на крилото и неприбираем, три опорен колесник с носово колело. Самолетът е категория експериментален-любителски построен, металическа конструкция.

Максимална излетна маса на самолета в съответствие със специално удостоверение за летателна годност №2479, издадено на 03.12.2018 г. е 450 kg. Самолетът няма издадено удостоверение за съответствие с нормите за шум. В съответствие с протокол за измерване на масата на самолета от 20.10.2018 г., масата на празно ВС е 243,2 kg. В момента на реализиране на събитието на борда на ВС е имало пилот с маса 130 kg, пътник с маса 80 kg и гориво с неустановена маса, но не по-голяма от 67 kg при излитането. При посочените условия излетната маса на ВС 520,8 kg и може да се приеме, че самолета е претоварен по време на полета при които е реализирано събитието.

Тъй като не е открито одобрено от ГД ГВА Ръководство за летателна експлоатация, посочените по-долу данни, свързани с летателни характеристики на ВС са взети от примерно

ръководство получено от ОТО „Олимпия Ер“ ЕООД, извършила един от 100 часовите прегледи на самолета и замената на двигателя на самолета EJ22 SUBARU с двигател Rotax 912 ULS.

Скоростите се дават като калибрована въздушна скорост (CAS) в мили за час (mph), в кабината на самолета скоростомерът е в km/h.

Сривна скорост VS – 44 mph, 70,8 km/h;

Нормални експлоатационни скорости – 44...125 mph, 70,8...201 km/h;

Скорост на маневриране – 97 mph, 156 km/h;

Зона с повишено внимание – 112...150 mph, 180,2...241,4 km/h;

Максимално допустима скорост VNE – 150 mph, 241,4 km/h.

Претоварване:

-положително 4;

-отрицателно 2.

В съответствие с посоченото РЛЕ количеството гориво на борда на ВС в стандартен вариант е 16 US GAL, а в оптимален вариант има още два крилни резервоара с обща вместимост 15 US GAL.

В приложена към документацията по регистрирането на самолета анкетна карта е отбелязана маса на горивото 67 kg, което съответства на обем от 90 литра, при плътност на горивото 740 kg/m<sup>3</sup>.

В кабината има надписи на руски, български и английски.

При определени условия в полет може да възникне явление, познато в аеродинамиката под названието „флатер“.

Флатерът представлява динамична неустойчивост на тяло във въздушен поток. Във флатер могат да изпаднат крилото, опашните плоскости, обшивката, витлото и други части на летателните апарати. Той представлява самовъзбуждащи се незатихващи трептения на части на конструкцията, които възникват при взаимодействието с аеродинамичните сили. Енергията, необходима за поддържането на тези трептения, се получава от насрещния въздушен поток. Флатерът е извънредно бързотечно и опасно явление, което завършва обикновено с разрушаване на самолета.

Нека по някаква причина крилото се е отклонило от неутралното си положение (фиг. 2.1, т.1 от Приложение 2). След прекратяване на външното въздействие, под действие на еластичната сила сечението започва движение нагоре. Тъй като системата за управление на елерона не е идеално корава, в нея възникват деформации, има и хлабини, така че под действие на инерционната сила на елерона  $i^{m_e}$  той се отклонява надолу. Това води до увеличаване на подемната сила с  $i^{\delta_i}$ , т. е. силата  $i^{\delta_i}$  е възбуждаща сила. На сечението действа и силата  $i^h$ , която отново е демпфираща (фиг. 2.1, т.2 от Приложение 2).

След достигане на най-горната точка (фиг. 1, т.5 от Приложение 2), сечението започва движение надолу, като елеронът се отклонява нагоре. Отново силата  $i^{\delta_i}$  е възбуждаща, а  $i^h$  - демпфираща (фиг. 2.1, т.6 от Приложение 2). След достигане на най-долно положение, явленията се повтарят.

Силата  $i^{\delta_i}$  зависи от втората степен на скоростта на въздушния поток (скоростта на полета)  $V$  и съществува скорост  $V_F$ , над която силата  $i^{\delta_i}$  е по-голяма от  $i^h$  и амплитудата на трептенията може да нараства неограничено.

Върху критичната скорост на флатер  $V_F$  оказва влияние коравината на управлението на елерона (включително хлабините) и местоположението на неговия център на тежест. С увеличаване на коравината на управлението се увеличава и критичната скорост на флатер. В сглобеното ВС въженото управление на елероните е заменено с тяги, което увеличава коравината на управление и прави флатера по-малко вероятен.

По-радикално решение е преместването на центъра на тежестта пред оста на завъртане на елерона. Тогава под действие на инерционната сила елеронът се завърта така, че създава демпфираща, а не възбуждаща сила. За изместване на центъра на тежестта в носовата част на елерона се поставят противофлатерни тежести.

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

За изпълнение на полета самолетът е зареден с гориво автомобилен бензин А95Н, което съответства на техническите изисквания. При пристигане на представители на комисията за разследване на мястото на събитието част от горивото е изтекло поради разрушаване на горивните резервоари и не може да се установи точно наличното количество гориво при реализиране на събитието.

Извършено е изследване на проба от горивото, взета от самолета на мястото от сблъсъка му с земната повърхност. Изследването е извършено в Химическа изследователска лаборатория към летище София ЕАД. Копие от протокола от изследването е приложен към материалите по разследване в дело № 2/20.04.2019 г. Няма отклонения от стандартните спецификации за автомобилен бензин А95Н.

Няма данни събитието да е свързано с изразходване на разполагаемото гориво на борда.

### 2.7. Метеорологична информация

Полетът е изпълнен в светлата част на денонощието при „прости метеорологични условия“.

Няма данни за опасни метеорологични явления, които да са оказали влияние на полета.

### 2.8. Навигационни средства

Стандартно навигационно оборудване за свръхлеки самолета.

### 2.9. Комуникационни средства

Стандартното свръзочно оборудване за свръхлеки самолета.

### 2.10. Информация за летището.

Самолетът излита и планира да каца на несертифицирана летателна площадка, нива в землището на село Белозем, община Раковски, област Пловдив, непосредствено до бензиностанция на „Лукойл“ на магистрала „Тракия“ до платното Бургас – София. Западния край на грундовата писта е с координати N 42°13'02.46", E 025°03'41,66" и надморска височина 149 m.

### 2.11. Полетни записващи устройства

Самолетът няма полетни записващи устройства

### 2.12. Сведения за удара и отломките

При огледа на мястото на произшествието беше констатирано, че самолет ZODIAC CH 601 с регистрационни знаци LZ-ASN започва да се разрушава във въздуха при провеждане на демонстрационен полет над стадиона на село Оризари. Лявото полукрило на същия се огъва удря кабината, разрушава фанара и се откъсва, като при откъсването на полукрилото задкрилката остава към тялото. Самолетът се завърта в посока наляво, около надлъжната си ос, прелита около 100 m, удря се в дърво и пада по гръб на десния бряг на река Марица в място обрасло с дървета и гъст храсталак. Мястото на падането е показано на снимки, обозначени като фиг. 1 и фиг. 2 от Приложение 1. GPS координатите на мястото на падане на тялото са посочени в параграф 2.1.3.

Самолетът е паднал между дърветата, като трилопатното витло е отделено от двигателя и се намира на около 2 m от тялото на самолета.

Кабината е напълно разрушена. Вследствие на удара двигателя е откъснат от моторамата, фиг. 3 Приложение 1. Моторамата е откъсваната от противопожарната дъска на фюзелажа. Тялото е деформирано и е с нарушена геометрия от възлите за закрепване на крилата към опасната част на самолета. Основният колесник е цял, а носовият от удара е усукан в амортизационната стойка.

Дясното полукрило е с деформации в резултат на удара, по него личат следи от охлузване. Лявото крило е откъснато по време на прелитане над стадиона, като на тялото на самолета виси лявата задкрилка, която се държи на щангите за синхронизация на задкрилките. Опашната част на самолета и вертикалното кормило са деформирани, фиг. 4 от Приложение 1

Лявото полукрило пада в северната половина на стадиона, фиг. 7 от Приложение 1. GPS координатите на мястото на падане на лявото полукрило са посочени в параграф 2.1.3. Откъсването на полукрилото е поради разрушаване на възела за закрепване на централната надлъжна греда към напречната греда в тялото, фиг. 8 от Приложение 1. Обшивката на полукрилото е деформирана вероятно от удара в земната повърхност, като напълно смачкан е крайния обтекател и са разрушени навигационните светлини.

Като резултат на удар от полукрилото фанарът се разрушава и разпръсква на малки парчета в цялата южна половина на стадиона.

Отломките на самолета са събрани и оставени на съхранение в склад контролиран от Окръжна прокуратура Пловдив.

Първоначално разрушените в полет компоненти, служат за закрепване на полукрилото към тялото и предаване на съответните усилия от полукрилото към тялото – фиг. 2.3 от Приложение 2.

В полукрилото тези усилия се носят основно от надлъжника (надлъжно разположена греда) – фиг. 2.4 от Приложение 2. Разрушаването на надлъжника е катастрофично събитие.

Усилията в зоната на закрепване, които се предават към тялото, са: огъващ момент, усукващ момент и срязващо усилие – фиг. 2.13 от Приложение 2. Те се предават като сили през възлите за закрепване (фиг. 2.3 от Приложение 2) към тялото, където се уравновесяват.

На 07.11.2009 производителят на кита (и на аналогични самолети) AMD издава Предупреждения за сигурността, което е задължително за незабавно изпълнение. То предписва незабавно усилване на възлите за закрепване (фиг. 2.4 и 2.5). Основният усилващ елемент е планка (поз.1 на фиг. 2.4 от Приложение 2) с дебелина 0,125“ ( $\approx 3,2$  mm). Реалната планка (фиг. 2.7 от Приложение 2) е с дебелина  $\approx 6,5$  mm, има различна форма и е от алуминиева сплав с неизвестна термообработка. Повишената дебелина не осигурява по-голяма якост, дори напротив: тя променя разпределението на силите между болтовете и може да доведе до намаляване на якостта на възела.

Тъй като дебелината на възела се е увеличила значително, то дължината на оригиналните болтовете, които са с инчови размери и подходящо антикорозионно покритие, е недостатъчна и те са заменени с други. Новите болтове са с милиметрови размери, по-голям диаметър и нямат подходящо антикорозионно покритие. Увеличеният диаметър на новите болтове налага разпробиване на оригиналните отвори (фиг. 2.12 от Приложение 2). Липсата на подходящо антикорозионно покритие върху стоманените болтове при контакт с алуминиевите шини и планки създава условия за електрохимична корозия. Такава се наблюдава върху всички нови болтове – фиг. 2.6, 2.7, 2.9, 2.10 и 2.11 от Приложение 2. Тяхното състояние може да се сравни със състоянието на оригинален болт от фиг. 2.8 от Приложение 2 с подобна функция.

### 2.13. Медицински и патологични сведения

Извършени са съдебномедицинска експертиза на трупа на пилота и съдебно-химическа експертиза на кръвна проба, взета от трупа на пилота. Експертизите са приложени към делото с материали по разследването.

В съдебномедицинската експертиза на трупа на пилота са изложени резултати от външен и вътрешен оглед и е посочена причината за смъртта:

„Тежка съчетана открита черепно-мозъчна травма, гръдна травма и коремна травма, с увреждания несъвместими с живота – прекъсване на мозъчния ствол на ниво мост, откъсване на сърцето от съдовия сноп с разкъсване на стената на лявата камера и перикарда, разкъсване на черния дроб и слезката.

...

Описаните травматични увреждания са в пряка причинно-следствена връзка с инцидента и с настъпването на смъртта.“

В изследваната кръв на пилота не са открити етилов алкохол и не се доказва наличие на наркотични вещества или техни аналози в границите на чувствителността на използваните методи.

Извършени са съдебномедицинска експертиза на трупа на пътника и съдебно-химическа експертиза на проба на кръв, взета от трупа на пътника. Експертизите са приложени към делото с материали по разследването.

В съдебномедицинската експертиза на трупа на пътника са изложени резултати от външен и вътрешен оглед и е посочена причината за смъртта:

„Остра кръвозагуба за което съдим от установените разкъсвания на перикарда и разкъсване на стената на лявата камера на сърцето, 2500мл течна кръв и кръвни съсиреци в лява половина на гръдната кухина, 500мл кръв в коремната кухина, разкъсване на черния дроб, изразена бледност на вътрешните органи.

Описаните травматични увреждания са в пряка причинно-следствена връзка с инцидента и с настъпването на смъртта.“

В изследваната кръв на пътника не са открити етилов алкохол и не се доказва наличие на наркотични вещества или техни аналози в границите на чувствителността на използваните методи.

При извършената аутопсия не са установени заболявания на органи и системи на организма, които да са в причинна връзка с инцидента или да биха довели до него.

#### **2.14. Пожар**

Не е възниквал по време на реализиране на събитието.

#### **2.15. Фактори на оцеляването**

По време на полета пилотът и пътника са ползвали предпазни колани, които са срязани от пристигнали на мястото на сблъсъка със земната повърхност свидетели на събитието.

#### **2.16. Изпитания и изследвания**

За целите на разследването Комисията за разследване във връзка с безопасността проведе и извърши:

1. Оглед на мястото на съприкосновение на ВС със земната повърхност и на мястото на падане на лявото полукрило
  2. Огледи на самолет ZODIAC CH 601, регистрационни знаци LZ-ASN, след реализиране на събитието.
  3. Беседи със свидетели на реализираното събитие;
  4. Проучване и анализ на експлоатационна и технологична документация на самолета;
  5. Оценка на летателно-експлоатационни характеристики на самолета;
  6. Лабораторен анализ на гориво с което е зареден самолета;
  7. Оглед на състоянието на възела за закрепване на лявото полукрило към тялото на самолета и прилагане на микроскопски методи за анализ на структурата на материала в мястото на разрушаване.
  8. Проучване и анализ на подготовката на пилота.
  9. Медицинско и патологично изследване на пилота и пътника.
  10. Логико-вероятностен анализ на възможни причини за авиационното произшествие.
- По първа точка, резултатите от извършения оглед на мястото на реализиране на събитието са отразени в параграфи 2.1.2, 2.1.3, 2.4 и 2.12.

По втора точка, резултатите от извършените огледи на самолета след реализираното събитие са отразени в параграфи 2.3 и 2.12.

По трета точка, резултатите от проведените беседи със свидетели на реализираното събитие и лица, имащи отношение към построяване на самолета са отразени в параграфи 2.1.2, 2.6.1, 2.6.2 и 2.12.

По четвърта точка, резултатите от проучването и анализа на експлоатационна и технологична информация за самолета са отразени в параграфи 2.6.1 и 2.6.2.

По пета точка, оценка и анализ на летателно-експлоатационни характеристики на ВС се прави в параграфи 2.6.2, 2.6.3 и 2.17.

По шеста точка, резултатите от лабораторния анализ на горивото с което е зареден самолета са изложени в параграф 2.6.3.

По точка седем, оглед на състоянието на възела за закрепване на лявото полукрило към тялото и прилагане на микроскопски методи за анализ на структурата на материала в мястото на разрушаване се прави в параграфи 2.6.2 и 2.17.

По точка осем, проучване и анализ на подготовката на пилота, материалите са изложени в параграф 2.5.

По точка девет, медицинско и патологично изследване на пилота, материалите са изложени в параграф 2.13.

По точка 10, логико-вероятностен анализ на възможни причини за реализиране на авиационното произшествие е направен в глава 3 на този доклад.

### **2.17. Допълнителна информация**

Шест случая на разрушаване в полет на самолети ZODIAC CH 601 принуждават FAA да издаде през ноември 2009 година „Специален информационен бюлетин за летателна годност SAIB: CE – 10 – 08 от 7 ноември 2009 г.“ с които информира относно проблемите с летателната годност на самолетите ZODIAC CH 601XL и CH650 всички серийни номера, включително специална лека спортна категория въздухоплавателни средства (S-LSA), експериментални леки спортни въздухоплавателни средства (E-LSA) и експериментални любителски построени ВС.

Извършеният от FAA анализ разкрива няколко проблемни области по отношение на конструкцията на ZODIAC CH 601XL, които могат да окажат въздействие върху безопасността на полетите. Тези проблемни области са свързани с:

Конструкцията на крилата: Анализи на FAA показват, че натоварванията при огъване, използвани при проектиране на конструкцията на крилата, не са консервативни и базисната статична якост не отговаря на стандартите на ASTM за самолети.

Устойчивостта на конструкцията: Други авиационни власти отбелязват наличието на огъване в конструкцията на крилото, включително в централната секция. Такава конструктивна нестабилност може да има значителен ефект върху статичната якост и флатерните характеристики.

Флатер: Подробният преглед от FAA на наличните доклади за анализ на флатер е неубедителен. Снимки от авиационни произшествия ясно показват появата на флатер при конструктивни откази по време на полет. FAA предполага, че флатерът може да бъде или първа основна причина за конструктивни откази в полет или вторична причина след някаква начална конструктивна деформация, или усукване на крилото.

Калибриране на въздушната скорост: Процедурите за калибриране изглежда не отчитат по подходящ начин основната грешка при източника на статично налягане, дължаща се на местоположението на отворите. Това може да води до несъответствия в показанията на въздушната скорост, особено след като CH 601XL могат да бъдат доставени с различни индикатори на въздушната скорост или без индикатор. Ситуацията може да доведе до експлоатация на самолета със скорости над маневрените и или над проектната крейсерска скорост, което потенциално води до конструктивни откази.

Характеристики на силите на лоста за управление: Данни от полетни изпитания на чуждестранни авиационни власти показват, че при заден център на тежестта усилията върху лоста за управление стават много малки. FAA предполага, че това може да бъде допринасящ фактор за авиационни произшествия свързани с конструктивни откази, ако се съчетае с

експлоатационно превишаване на максималната излетна маса при скорост по-висока от VA, и/или за самолети натоварени неподходящо. При такива условия може много лесно динамичното натоварване на крилото на CH 601XL да превиши неговата конструктивна гранична стойност.

По нататък в се СЕ – 10 – 08 настоятелно препоръчва на всички собственици и оператори на експериментални любителски построени ВС и E-LSA спазването на чертежите и инструкциите, съдържащи се в директивите по безопасност на производителя и проектанта на въздухоплавателното средство (AMD).

AMD на 23.11.2009 г. издава за незабавно изпълнение бюлетин „Задължителни дейности – тревога за безопасността“ (Mandatory Action – Safety Alert) с който се изисква коригиране и подобряване на кита и в допълнение изпълнение на задължителни 7 точки пред всеки полет.

Работите по сглобяване на кита, в съответствие със записа в строителния дневник на самолета започват на 20.11.2008 г. и завършват на 05.04.2011 г. Този период включва времето в което са публикувани посочените по-горе в този параграф документи, но в техническата документация на самолета няма запис за изпълнение на задължителните работи определени от документа издаден на 23.11.2009 г.

Изпитване с прилагане на микроскопски методи за анализ на структурата на материала в мястото на разрушаване е извършено в Лаборатория за анализ и изпитване на материали и калибриране на средства за измерване (ЛИМК) на Институт по металознание, съоръжения и технологии с център по хидро- и аеродинамика „Академик А. Балеvски“ – БАН. Резултатите от изпитването са отразени в Протокол от изпитване № 91/03.10.2019 г. Копие от този протокол е приложено към делото с материалите по разследването. За изпитание са предоставени 6 метални образци, разрушени планки, свалени от показания на фиг. 8, Приложение 1, разрушен възел за закрепване на основната греда на лявото полукрило към центроплана. В Приложение 1 на фиг. 11 и 12 са показани снимки на Приложение 1 от Протокол от изпитване № 91/03.10.2019 г. На тези снимки се вижда общия вид на изследваните образци и на разрушените участъци. На фиг. 13 и 14 са показани снимки на Приложение 2 от Протокол от изпитване № 91/03.10.2019 г. На тези снимки са показани микро фотографии на характерни участъци от лома на образците. Обобщено при всички образци се наблюдава пластично разрушаване.

В експертното становище към проведените изпитвания е записано, че всички болтове с които са закрепени планките са кородирали. По повърхностите на планките, в местата, където боята е остъргана, се забелязват дребни, неравномерно разположени, плитки питинги (корозионни ямки). В становището е направен извод, че установените корозионни поражения са повърхностни и не могат да бъдат причина за протеклото разрушаване. Отделените върху болтовете корозионни продукти обаче нарушават сцеплението между гайката и болта, което в експлоатационни условия може да доведе до разхлабване на връзката и нарушаване (развиване) на болтовото съединение.

Направен е химически анализ на състава на планките при който е установено, че материалът на планки ПЗ и Пб се отличава от материала на останалите. При всички планки основна съставна на материала е алуминий. Копие от Технически протокол № TR 560-0116/27.09.2019 г. с който е определен химическия състав на планките е приложено към материалите от разследването.

При разчитане на данните от паметта на GPS „GARMIN“ модел „GPS 72“, сериен № 82392755, който се намира на борда на самолета по време на реализиране на събитието, няма открит запис за полета при който е реализирано събитието. Разчитането на паметта е извършено в Центъра за експериментални криминалистични изследвания на Научноизследователски институт по криминалистика – МВР. За разчитането е издадена Експертна справка №2019/ИКУ – 214. Копие от тази справка се съхранява в делото с материали по разследването.

### 3. Анализ

Като се има предвид изложеното до тук може да се посочи, че реализираното авиационно произшествие е резултат от разрушаване на възела за закрепване на основната носеща греда на лявото полукрило към гредата на центроплана, разположен в тялото на самолета. От фиг. 8 на Приложение 1 се вижда, че е разрушена носещата греда на центроплана, като част от нея заедно с болтовете за закрепване се е откъснала и е останала прикрепена към основната носеща греда на полукрилото. Каква може да бъде причината за това разрушаване.

Комисията разгледа три основни хипотези за разрушаването:

1. Първата хипотеза е, че разрушението възниква като резултат от умора на материала в резултат от циклични натоварвания в условията на експлоатацията на самолета.

2. Втората хипотеза е че разрушаването е предизвикано от прекомерно експлоатационно претоварване по време на полета при който е реализирано събитието.

3. Третата хипотеза е, че като резултат от корозирането на материалите от конструкцията на възела, тяхната носеща способност е намаляла и това е довело до разрушаване на възела при допустими експлоатационни натоварвания.

При разглеждането на хипотезите, се имаха предвид: обстоятелствата свързани с полета, резултатите от огледите на разрушените повърхности на мястото на събитието и в следствие на мястото на съхранение на останките, опитът от разследване на подобни събития на производителя и на FAA, резултатите от проведените изпитвания на образци от разрушени елементи в Лаборатория за анализ и изпитване на материали и калибриране на средства за измерване (ЛИМК) на Институт по металознание, съоръжения и технологии с център по хидро- и аеродинамика „Академик А. Балевски“ – БАН.

По хипотеза № 1. В подкрепа на тази хипотеза могат да се посочат факти, че експлоатацията на самолета се извършва от грундова несертифицирана летателна площадка, че са нарушавани изисквания свързани с летателната експлоатация на подобен тип въздухоплавателни средства, като забрана за изпълнение на аеробатични фигури. Не съвсем ясните експлоатационни ограничения в издадения за тази цел документ от ГД ГВА, което довежда и до използването му в качеството на учебно тренировъчен. Недостатъчната и не пълно водена техническа документация, която не позволява да се оцени изпълнение на препоръки на производителя на кита, класифицирани като директиви за летателна годност. Независимо от всичко посочено до тук при извършеното изследване на ломовете в ЛИМК на БАН не са открити уморни пукнатини, което прави тази хипотеза несъстоятелна.

По хипотеза № 2. В подкрепа на тази хипотеза може да се посочи следното:

От изложеното в параграф 2.6.2 се вижда, че при започване на полета е нарушено едно от основните изисквания свързано с летателната годност на ВС – превишена е максималната излетна маса поради голямата маса на двамата пилота. Превишеното тегло на пилотите изменя положението на центъра на тежестта на самолета и го прави близък до пределно задната центровка. В параграф 2.17 е посочено, че полетни изпитания на самолета показват, че при заден център на тежестта усилията върху лоста за управление стават много малки. При такава ситуация лесно може да се предизвикат прекалено големи отклонения на кормилата, които могат да доведат до прекалено големи претоварвания, такива които превишават допустимите за конструкцията. Колкото по-малък е опита на пилота, толкова по-голяма е вероятността той да предизвика прекалено голямо отклонение на управляващите повърхности.

В параграф 2.1.2 е посочено, че на лява седалка, мястото на пилотиращият пилот е седал пътникът, който е пилотирал и друг път този самолет, без да има съответните права. Самолетът прелита над стадиона на недопустимо малка височина и над обект, където се намират значителен брой хора, за което е отговорен командирът на ВС и което е недопустимо от гледна точка на безопасността на полета. Тази ситуация неминуемо е свързана с повишено напрежение на лицето, което пилотира и е допустимо в момента, когато преминава от хоризонтален полет в набор на височина да е преизтеглил лоста за управление. Това преизтегляне, при скорости близки до максимално допустимата, вероятно е довело до превишаване на натоварването над допустимото и разрушаване на възела на центроплана за закрепване на полукрилото. Проведеното изследване на ломовете в ЛИМК на БАН показва за



наличие на пластична деформация в разрушените пластини. Такава пластична деформация възниква при надвишаване на максимално допустимото натоварване.

Като допълнителни допринасящи фактори за разрушаване на възела за закрепване на полукрилото към тялото на самолета могат да бъдат посочени и:

- Силовата греда в тялото (гредата на центроплана) на която се захващат полукрилата не съответства на конструкцията на силовата греда описана в документи на производителя, констатация, отбелязана в параграф 2.6.1. Несъответствието е в посока намаляване на нейните носещи способности.

- Наличието на корозионни ядра, установени при изследването в ЛИМК на БАН, които намаляват носещите способности на материалите.

Изложеното до тука прави вероятна възможността реализирането на авиационното произшествие да е свързано с втората хипотеза.

По хипотеза № 3. Наличието на видими следи от корозия по разрушения възел за закрепване на основната носеща греда на лявото полукрило към гредата на центроплана, разположен в тялото на самолета показан на фиг. 8 на Приложение 1 прави актуално и разглеждането на една такава хипотеза. При извършеното изследване в ЛИМК на БАН е направен извод, посочен в параграф 2.17, че установените корозионни поражения са повърхностни и не могат да бъдат причина за протеклото разрушаване. Като има предвид посоченото, комисията за разследване във връзка с безопасността отхвърля третата хипотеза като възможна причина за възникналото авиационно произшествие, но приема че корозията може да послужи като допълнителен допринасящ фактор за реализиране на събитието.

Като се има предвид изложеното по-горе комисията приема като основна причина за реализиране на авиационното произшествие прекомерно експлоатационно претоварване, резултат от нарушаване на технологията на пилотиране на самолета при центровка, близка до пределно задната и нарушаване на правилата за провеждане на полетите на безопасни височини и над населени места от пилотиращия пилот.

## **4. Заключение**

### **4.1. Изводи**

В резултат на проведеното разследване комисията прави следните изводи:

1. Самолет Самолет ZODIAC CH 601, регистрационни знаци LZ-ASN, е експериментално-любителски построено ВС.
2. За построяване на същото е използван кит за планер ZODIAC CH 601 XL-ULM, закупен от френски офис на Zenair Ltd, Canada с фактура № Z-1345.
3. Самолетът притежава удостоверение за регистрация № 2479, издадено на 07.03.2014 г. от ГД ГВА на Република България, където неправомерно е записан типът на самолета, ZODIAC CH 601, сериен номер 606-025 и производител.
4. Производител на самолета е собственикът.
5. Самолетът е собственост на частно лице и оперира като частно ВС.
6. При сглобяване на кита на планера са правени конструктивни изменения, за които няма записи в документацията на самолета.
7. Силовата греда в тялото, на която се захващат полукрилата, не съответства на конструкцията на силовата греда описана в документи на производителя на кита на планера.
8. При построяване на самолета е воден строителен дневник, съхраняваното копие на същия не е с добро качество.
9. От записите в дневника не личи инспектори от ГД ГВА да са извършвали контрол на изпълнението на важни операции по сглобяването, като например присъединяване на полукрилата към тялото.
10. В инспекторската карта, с която е извършен преглед на самолета с цел допускането му към летателни изпитания, не е включена проверка на възела за закрепване на крилото към тялото.
11. Не е открито заверено от ГД ГВА Ръководство за летателна експлоатация на самолета.

12. Не са открити, одобрени от ГД ГВА ограничения, които трябва да се спазват при летателната експлоатация на самолета.
13. Самолетът има издадено от ГД ГВА специално удостоверение за летателна годност № 2479 валидно за периода от 03.12.2018 г. до 02.12.2019 г. В удостоверението, в графата „Производител и наименование на ВС“, неправомерно е записано „Zenair Ltd, Canada ZODIAC CH 601“.
14. На 24.10.2018 г. на самолета е извършено годишно и 100 часово обслужване в съответствие с одобрения план за техническо обслужване на същия. Сто часовият преглед е извършен 126 летателни часа след предходния с което графикът за изпълнение на 100 часови прегледи е нарушен с 26 часа.
15. Няма запис за пролетените часове от последното техническо обслужване до момента на реализиране на авиационното произшествие.
16. Техническото обслужване на самолета се извършва в съответствие с изискванията на план за техническо обслужване на самолет ZODIAC CH 601, регистрационни знаци LZ-ASN, одобрен от ГД ГВА на 22.11.2018 г.
17. Няма записи за извършването на линейно техническо обслужване по този план.
18. Отсъства план за отстраняване на несъответствията при преминаване на техническото обслужване от изпълнение на Ръководство за ТО към изпълнение на План за ТО.
19. Отсъства запис за правените конструктивни изменения и тяхното одобрение от ГД ГВА при замяната на двигател EJ22 SUBARO с двигател Rotax 912 ULS.
20. Авиационно произшествие не е свързано с нарушаване на нормалната работа на силовата установка.
21. Във формуляра на витлото не е записан серийният номер на същото.
22. За изпълнение на полета самолетът е зареден с гориво автомобилен бензин А95Н, което съответства на техническите изисквания.
23. Няма данни събитието да е свързано с изразходване на разполагаемото гориво на борда.
24. По време на полета, при които е реализирано събитието, самолетът е с по-голяма излетна маса от максимално допустимата.
25. В приложимото ръководство за летателна експлоатация на самолета скоростите се дават като калибрирана въздушна скорост (CAS) в мили за час (mph), в кабината на самолета скоростомерът е в km/h.
26. По време на полета, при преминаване на самолета от хоризонтален полет в набор на височина се разрушава възелът за закрепване на лявото полукрило към центроплана.
27. Самолетът се завърта в посока наляво, около надлъжната си ос, прелита около 100 m, удря се в дърво и пада по гръб на десния бряг на река Марица в място обрасло с дървета и гъст храсталак.
28. При удара на самолета в земната повърхност загиват и двете лица, които са на борда, собственика на самолета и пътник.
29. Самолетът е напълно разрушен.
30. По време на реализиране на събитието не е възниквал пожар.
31. Собственикът притежава съответните права и валидно медицинско свидетелство за пилотиране на самолета.
32. Собственикът притежава добри технически умения и участва в сглобяването на самолета с който е реализирано събитието.
33. Пътникът седи на лява седалка, седалката на пилотиращия пилот, няма права на пилот, но е пилотирал този самолет.
34. Съдебно-химическа експертиза не установява използване на алкохол, наркотици и упойващи вещества от двете лица на борда на самолета.
35. При извършената аутопсия на телата на двете лица на борда на самолета не са установени заболявания на органи и системи на организма, които да са в причинна връзка с реализираното произшествие.

36. Метеорологичните условия не оказват непосредствено влияние за реализиране на събитието.

#### 4.2. Причини

На основание на обстоятелствата изложени в този доклад и направения анализ на същите комисията приема като основна причина за реализиране на авиационното произшествие прекомерно експлоатационно претоварване, резултат от нарушаване на технологията на пилотиране на самолета при центровка, близка до пределно задната и нарушаване на правилата за провеждане на полетите на безопасни височини и над населени места от пилотиращия пилот.

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

Непосредствено след реализиране на събитието дирекция ЗРПВВЖТ към МТИТС отправя следната препоръка във връзка осигуряване на безопасността на полетите до ГД ГВА:

Да се извърши проверка на възлите за закрепване на полукрилата, съгласно инструкциите на производителя на всички експериментални ВС, вписани в Регистъра на гражданските ВС на Република България. Срок за изпълнение преди следващия полет. Проверката да се отрази в техническата документация на ВС.

Във връзка с тази препоръка ГД ГВА издава Бюлетин по безопасност на полетите с контролен № 02/2019 от 22.04.2019 г.

Като има предвид причините за реализираното авиационно произшествие и разкритите при разследването недостатъци комисията препоръчва да бъдат изпълнени следните мерки за осигуряване на безопасността на полетите:

**BG.SIA-2019/02/01.** Асоциацията на свръхлеката авиация в България да организира запознаване на своите членове с основните обстоятелства, изводи, допринасящи фактори и причини във връзка с реализираното авиационно произшествие, чието разследване е предмет на този доклад.

**BG.SIA-2019/02/02.** При сглобяване на любителски построени летателни апарати ГД ГВА да осъществява контрол на целия процес от момента на заявяване на намерение до приключване на летателните изпитания, като следи за водене на дневник и отразява в този дневник контрола на възлови етапи от това сглобяване опирайки се на световния опит и добри практики.

**BG.SIA-2019/02/03.** ГД ГВА да игнорира възможността за допускане на фактологични грешки при издаване на документи по регистрацията и по летателната годност на ВС, като разработи процедури и осигури многостепенен контрол за изпълнение на тези процедури.

**BG.SIA-2019/02/04.** При регистрация на любителски построени ВС ГД ГВА да изисква и одобрява Ръководство за летателна експлоатация, копие от което да остава в архива на ГД ГВА

**BG.SIA-2019/02/05.** При извършване на конструктивни изменения на любителски построени ВС ГД ГВА да изисква проект, включващ подробни чертежи и обяснителна записка към тях, които да понадлежи на одобрение, преди неговото реализиране.

**BG.SIA-2019/02/06.** ГД ГВА да засили контрола по предоставянето на частни свръх леки ВС за опериране от лица, които не са съсобственици на ВС и лица които нямат пилотски права.

**BG.SIA-2019/02/07.** ГД ГВА да осигури посредством указания и контрол водене на записи за извършените дейности по техническото обслужване и пролетяното време от пилотите собственици на ВС.

**BG.SIA-2019/02/08.** При смяна на програмата за техническо обслужване с план за техническо обслужване ГД ГВА да контролира съвместимостта на двете програми, като прави писмена оценка на тази съвместимост.

Следва Приложение 1 и Приложение 2, което е неразделна част от този доклад.

На основание на чл. 18, §5 на Регламент 996/2010, излъчените препоръки за безопасност ще бъдат записани в централизираната европейска система SRIS (Safety Recommendations Information System).

*Комисията за разследване напомня на всички организации, до които са изпратени препоръки за осигуряване на безопасността на полетите, 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 НБРПВВЖТ за предприетите действия на отправените препоръки.*

КОМИСИЯ ЗА РАЗСЛЕДВАНЕ ВЪВ ВРЪЗКА С БЕЗОПАСНОСТТА

гр. СОФИЯ,

21.05.2020 г.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1



Фиг. 1



Фиг.2





Фиг.3



Фиг.4



Фиг. 5



Фиг. 6





Фиг. 7



Фиг. 8

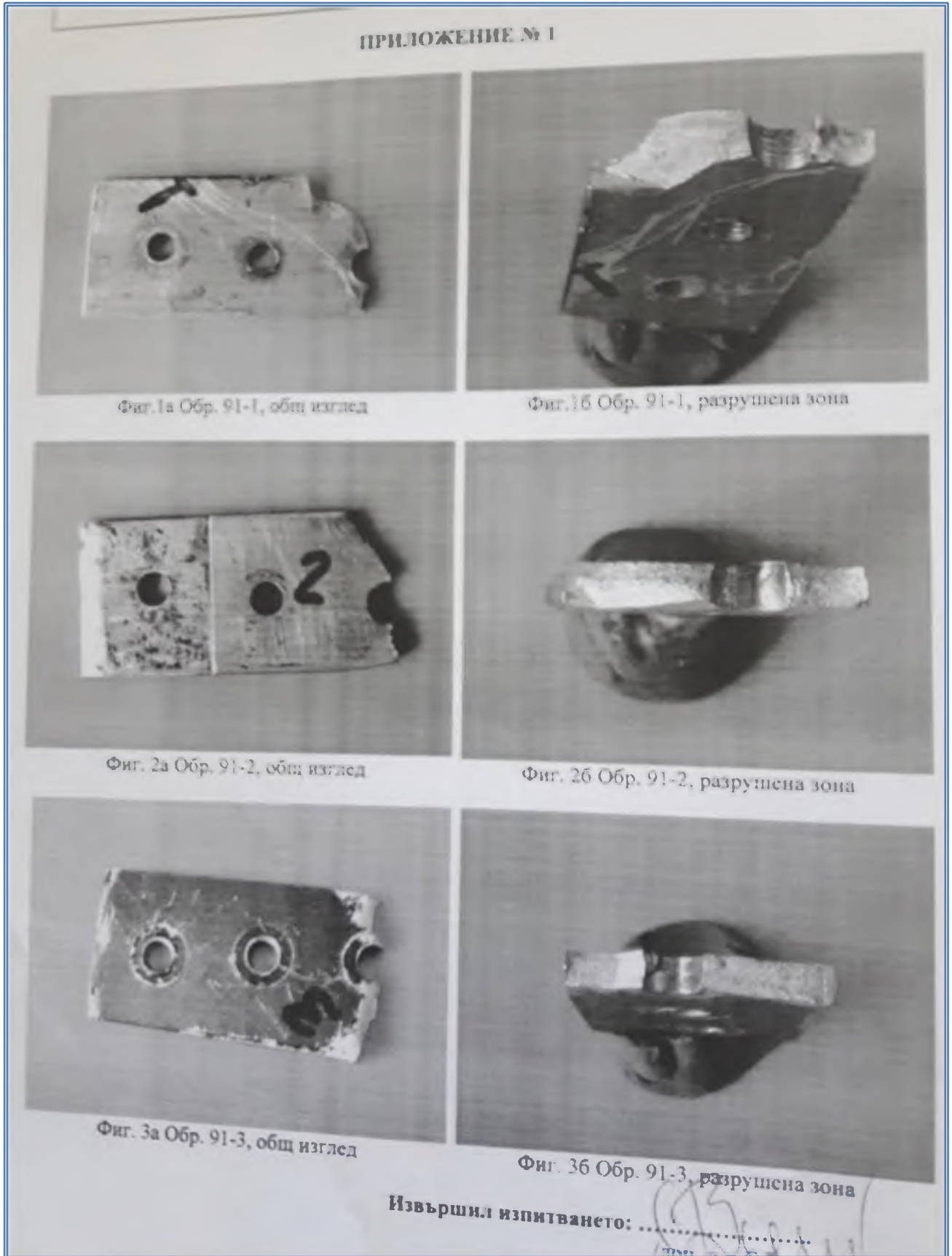




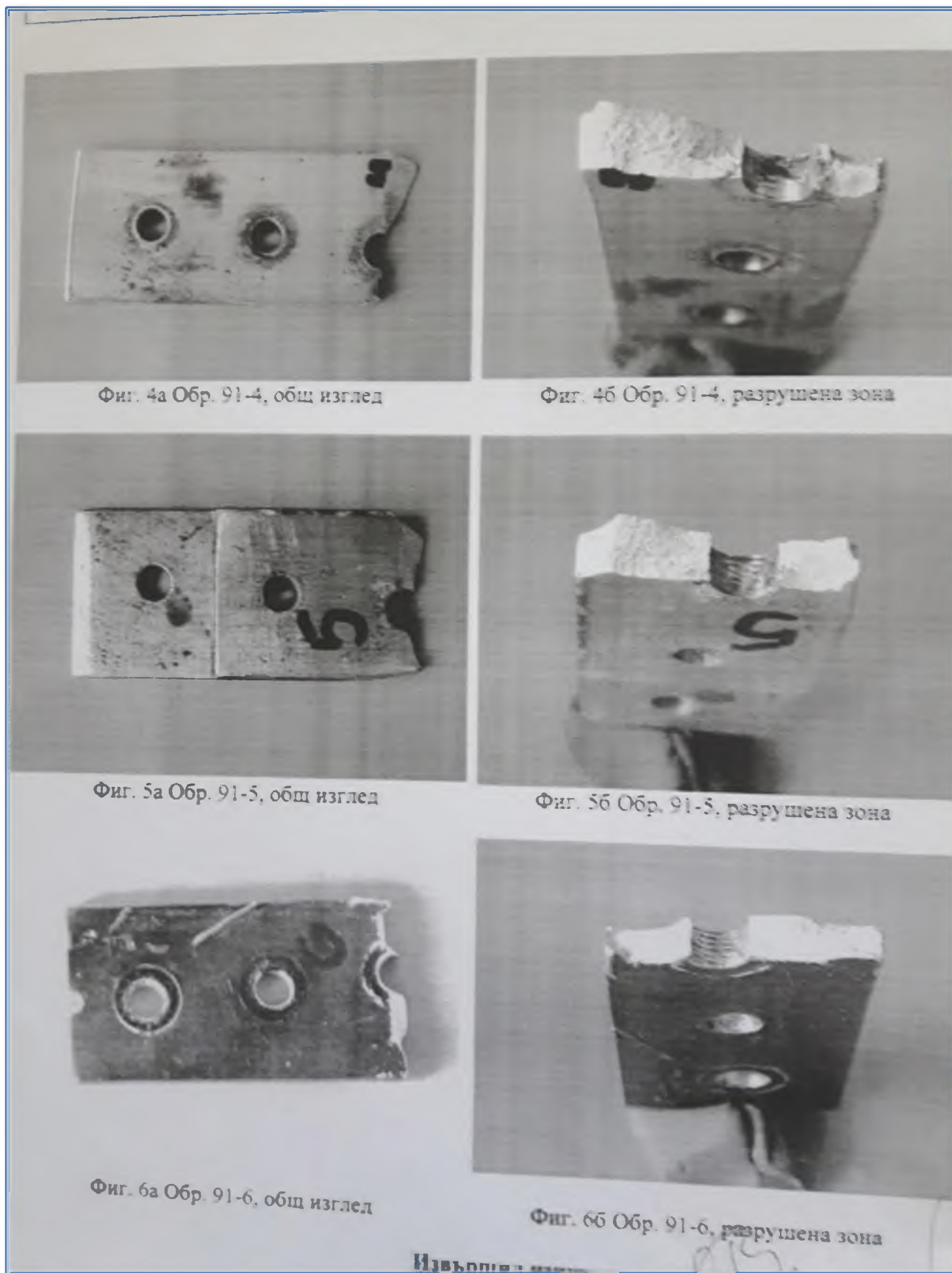
Фиг. 9



Фиг. 10.



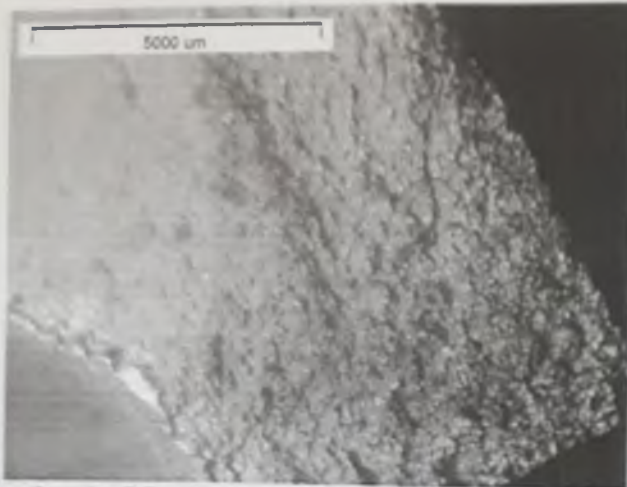
Фиг. 11.



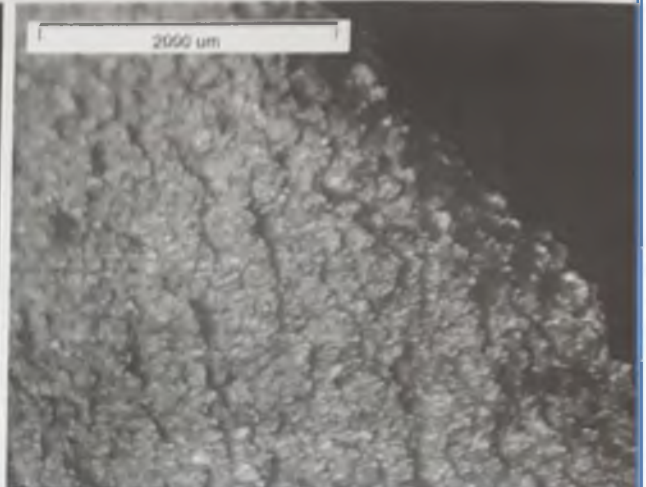
Фиг. 12.



ПРИЛОЖЕНИЕ № 2



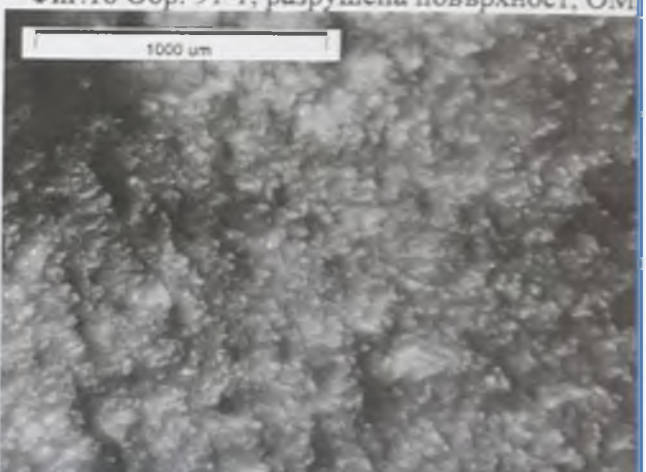
Фиг. 1а Обр. 91-1, разрушена повърхност, ОМ



Фиг. 1б Обр. 91-1, разрушена повърхност, ОМ



Фиг. 2а Обр. 91-2, разрушена повърхност, ОМ



Фиг. 2б Обр. 91-2, разрушена повърхност, ОМ



Фиг. 3а Обр. 91-3, разрушена повърхност, ОМ



Фиг. 3б Обр. 91-3, разрушена повърхност, ОМ

Извършил изпитването: .....

Фиг. 13.

Протокол от изпитване № 91 от 10.2019г.  
стр. 7 от в. 11 стр.

ПРИЛОЖЕНИЕ № 2



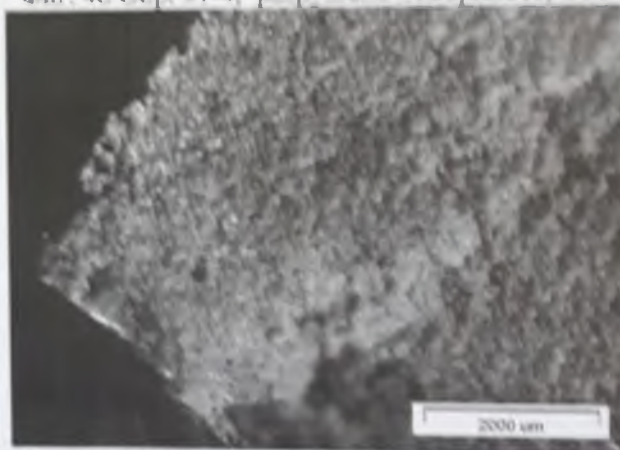
Фиг. 4а Обр. 91-4, разрушена повърхност, ОМ



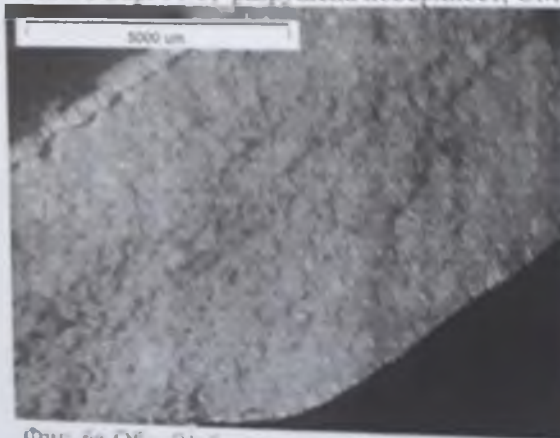
Фиг. 4б Обр. 91-4, разрушена повърхност, ОМ



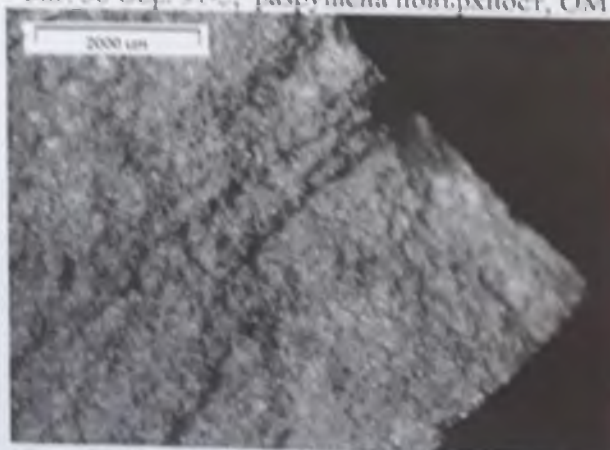
Фиг. 5а Обр. 91-5, разрушена повърхност, ОМ



Фиг. 5б Обр. 91-5, разрушена повърхност, ОМ



Фиг. 6а Обр. 91-6, разрушена повърхност, ОМ

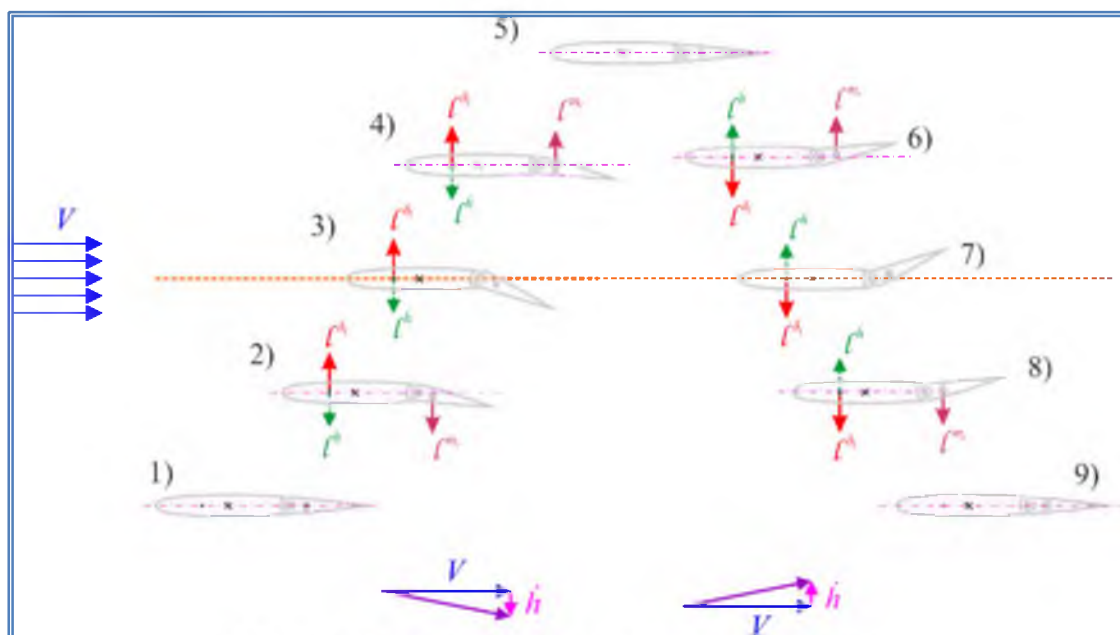


Фиг. 6б Обр. 91-6, разрушена повърхност, ОМ

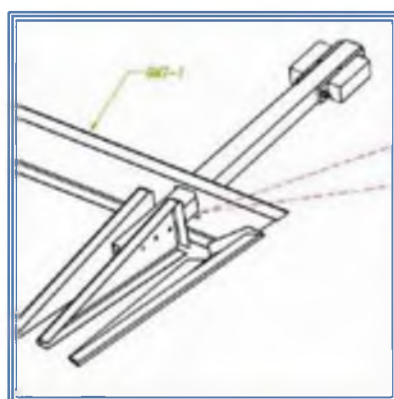
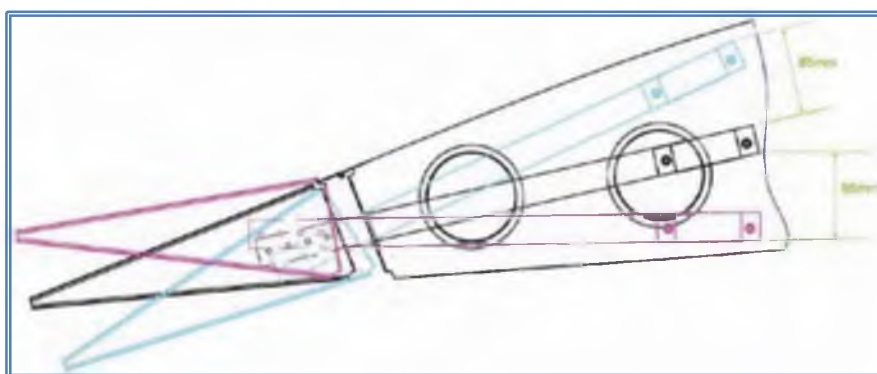
Изпитан материал

Фиг. 14.

## ПРИЛОЖЕНИЕ 2

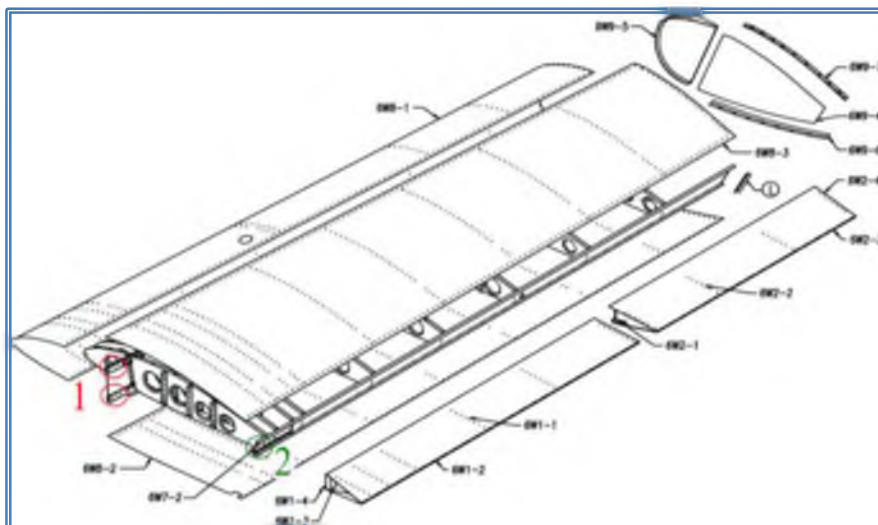


Фиг. 2.1 Огъвно-елеронен флатер на крилото.



Фиг. 2.2 Огъвно-елеронен флатер на крилото.





Фиг.2.3 Дясно полукрило (лявото е симетрично).









Фиг. 2.6 Свързващи болтове (3 горни и 3 долни) на надлъжника на лявото полукрило към тялото (крилото е обърнато).



Фиг. 2.7 Свързващи болтове (3 горни и 3 долни) на надлъжника на дясното полукрило към тялото и един болт от частта към тялото (крилото е обърнато).

*Със стрелка е показана усилващата планка.*





Фиг.2.8 Свързващ болт на стената на дясното полукрило към тялото (*крилото е обърнато*).



Фиг.2.9 Свързващи болтове (3 бр.) на горния пояс на надлъжника на лявото полукрило към тялото (*крилото е обърнато*).



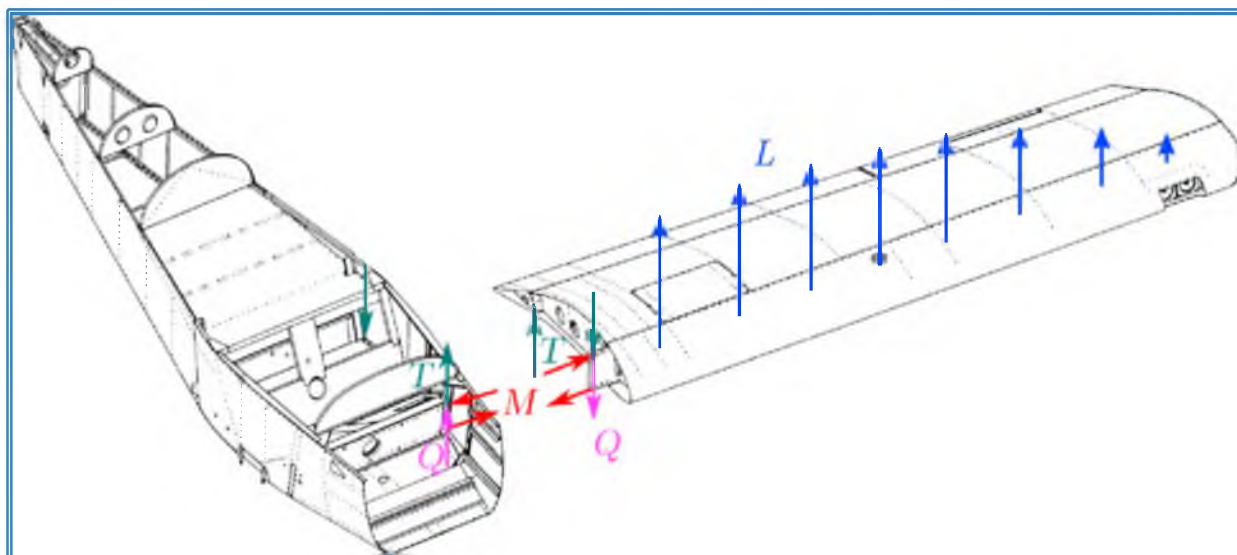
**Фиг.2.10** Свързващи болтове (3 бр.) на долния пояс на надлъжника на лявото полукрило към тялото (*крилото е обърнато*).



**Фиг.2.11** Един от свързващи болтове на надлъжника на лявото полукрило към тялото.



Фиг.2.12 Отвор в пояс на надлъжника за свързващ болтове на лявото полукрило към тялото (частта останала в тялото).



Фиг.2.13 Предаване вътрешните усилия в крилото към тялото.