

ОКОНЧАТЕЛЕН ДОКЛАД

от разследване на авиационно произшествие със самолет AVID FLYER, собственост на авиационен учебен център “Морски криле” ООД, възникнало на 18.10.2002г.



2002 г.

Материалите свързани с разследването на авиационното произшествие са заведени под дело № 8/18.10.2002 г.

Авиационен оператор: “Морски криле” ООД гр.Варна.

Производител на въздухоплавателното средство (ВС): Light AERO Inc. – USA.

Национални и регистрационни знаци ВС: LZ-UKB, в съответствие с Удостоверение за регистрация № от 30.06.1999 г.

Място и дата на авиационното произшествие: летателна площадка “Изгрев”, с. Калиманци, област Варна на 18.10.2002 г. в 13 h,15 min. местно време.

Уведомени: Главна дирекция “Гражданска въздухоплавателна администрация” и Специализирано звено по безопасност на полетите.

Авиационното събитие е квалифицирано като авиационно произшествие.

За разследване на авиационното произшествие със заповед на Министъра на транспорта и съобщенията № РД-08-1136/22.10.2002 г. е назначена Комисия.

Вид на полета: “Изпитен полет в зона”.

На 18.10.2002 г. екипаж в състав инспектиращ пилот на ВС и проверяван пилот изпълнява контролен полет по маршрут за проверка на техниката на самолетоводене. След изпълнение на маршрутния полет, проверяваният пилот, по решение на инспектиращия, изпълнява кацане с последващ разгон и излитане (touch and go) за изпълнение на упр. №17 “Изпитен полет в зона”. На височина 7-8 m. самолетът променя курса на излитане с 10^0-15^0 , проверяваният пилотиращ пилот подава команди с кормилата за възстановяване на курса, но самолета не реагира и отклонението продължава. Управлението на самолета е поето от инспектиращия пилот, но след подадените от него команди за възстановяване на посоката, самолетът се наклонява рязко на дясно, срива се и се удря в земята.

Двамата пилоти са със сериозни телесни повреди.

Самолетът е разрушен.

1. Фактическа информация.

1.1. История на полета.

Задачата за полета е поставена от Управителя на авиационния учебен център в съответствие с програмата за подготовка на обучаемите. В плановата таблица към заповедта за изпълнение на полета не фигурира поименно инспектиращия пилот

1.1.1. Номер на полета.

Трети полет за деня:

Задача №17: “Изпитен полет в зона” от Програмата за подготовка, тренировки и проверки на летателен състав на свръхлеки (UL) и много леки самолети (VLA).

1.1.2. Подготовка за полета, описание на полета и събитията.

В деня, предшестващ полета, екипажът извършва предварителна подготовка за изпълнение на контролни полети по задачи №17 и №18 от Програмата за подготовка, тренировки и проверки на летателния състав на много леки и свръхлеки самолети.

Задача №18 е разработена детайлно в работната тетрадка на проверявания пилот. Задача №17 не е отразена в работната тетрадка и не е разработена по елементи.

В процеса на предполетната подготовка проверяващият, предвид метеорологичната прогноза, взема решение да се размени последователността на изпълняваните задачи, като първо се изпълни Задача №18 “Изпитен полет по маршрут”, а след това Задача №17 “Изпитен полет в зона”.

Взето е и решение да се свърже изпълнението на двете изпитни задачи с изпълнение на излитане непосредствено след кацането /”touch and go”/.

Решението за това, параметрите и техниката на изпълнение на този елемент не са отразени в работната тетрадка на проверявания.

След кацане от полет по маршрут и изтъркаване на самолета, проверяваният пилот изпълнява разгон и излитане за изпълнение на задача №17.

При подадените команди за първоначален набор на височина, самолетът се отклонява от курса за излитане и се наклонява на дясно. Подадените команди за възстановяване на курса и отстраняване на възникналия наклон не дават ефект. Отклонението по курс и наклон се увеличава.

Управлението на самолета се поема от инспектиращия пилот, но след подадените от него команди плъзгането на самолета и намаляването на скоростта на полета продължава. Самолетът рязко увеличава ъгъла на наклона надясно, срива се и се удря в земята челно, в курс близък до обратния на този за излитане.

1.1.3. Местоположение на авиационното произшествие.

Летателна площадка “Изгрев” с. Калиманци, област Варна с координати: N 43° 20’ 30’’; E 27° 40’ 20’’

1.2. Телесни повреди.

В резултат на авиационното произшествие инспектиращият пилот получава сериозно нараняване: фрактура на десен крак, на палеца на лявата ръка, натъртвания и охлузвания.

Проверяваният пилот - фрактура на ляв крак, натъртвания и охлузвания.

Двамата пилоти са хоспитализирани в болница в гр. Варна.

Телесни повреди	екипаж	пътници	Други лица
Смъртен изход	0	0	0
Сериозни	2	0	0
Незначителни	0	0	0
Отсъстват	0	0	0

1.3. Повреди на ВС.

При направения оглед на мястото на произшествието комисията по разследване констатира:

Разрушено въздушното витло, скъсана моторомата и носовата част на тялото на самолета завъртяна почти на 90° по отношение на строителната ос на самолета. Разрушена кабината на самолета, в това число приборната дъска, някои прибори са изхвърчали извън кабината (моточасовник, GPS, висотомер). Има деформации по фермата на опашната част на тялото. Разрушени са подкосите на крилата, деформации по края на лявото полукрило, разрушен основен колесник, разрушени възлите за закрепване на флапероните, флапероните откъснати и силно деформирани. Скъсан е възелът за закрепване на бандажа на възето за управление на тримера на хоризонталното кормило към вертикалния стабилизатор. Опашните стабилизиращи и управляващи плоскости са без видими дефекти. Тримерът на хоризонталното кормило е завъртян нагоре на 90°.



Фиг. 1. Общ вид на авариралия самолет, поглед от ляво.



Фиг. 2. Общ вид на авариралия самолет, поглед по фронта.

Извършен е подробен оглед на веригите от системата за управление на самолета. До кабината връзките от веригата за управление на хоризонталното и вертикално кормило не са разрушени и състоянието и е относително добро, предават управляващо въздействие. До връзката с флапероните веригата за управление в напречния канал също предава управляващо въздействие. В местата на връзка флапероните са откъснати, вероятно от удара в земята. Въжето на тримера на хоризонталното кормило е здраво от кабината до тримера. Не характерното отклонение на тримера се дължи на откъсването на възела за закрепване на бандажа на въжето към вертикалния стабилизатор и деформацията от удара на тялото на самолета. Дясната ръчка за управление на двигателя се е откъснала от

приборното табло, но връзката между двете ръчки не е нарушена. Ръчките са изтеглени на 1 cm от упора и веригата е запазила целостта си до изхода от кабината.



Фиг. 3. Разпределителен възел на основната система за управление.

Горивният и масленият филтър на двигателя са в добро състояние.

От горивния резервоар е източено 30 литра бензин преди пристигане на комисията. Маслото в масления резервоар, около 3 литра, е достатъчно за нормалното функциониране на двигателя.

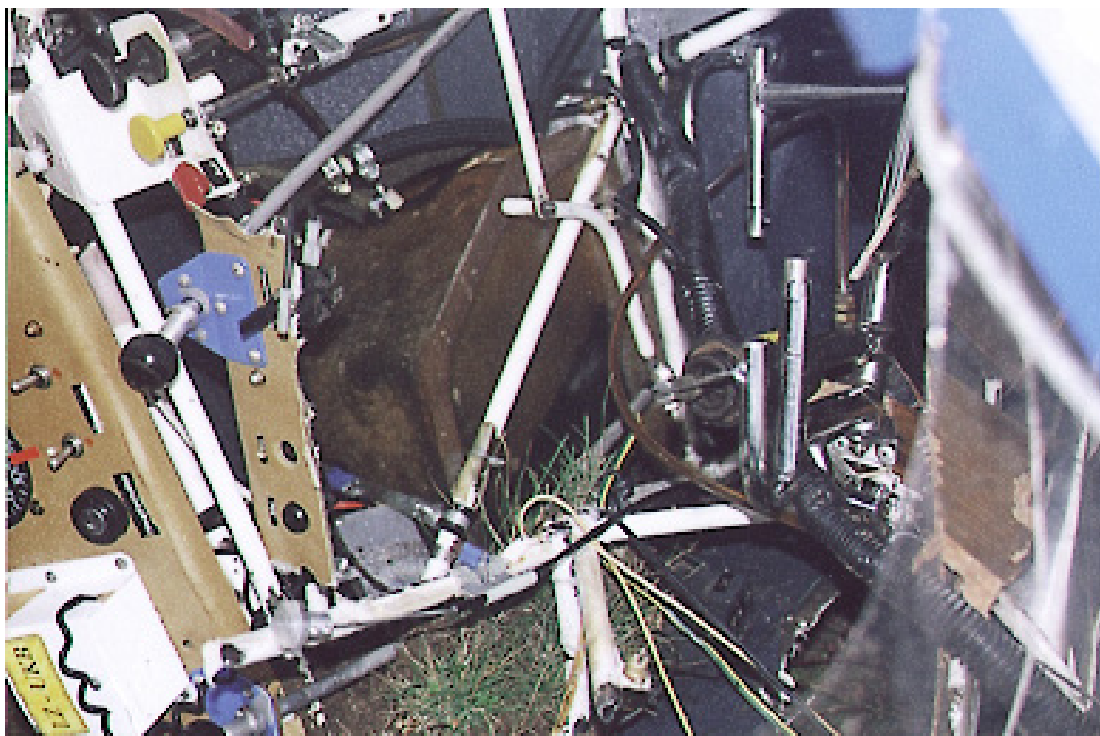
Аварийно спасителната система на самолета не беше задействана.

Към материалите по разследването са приложени снимки, които потвърждават направените по-горе констатации.

Като цяло самолетът е напълно разрушен и не подлежи на възстановяване.

1.4. Други повреди.

Други повреди няма.



Фиг. 4. Положение на ръчките за управление на двигателя.

1.5. Сведения за персонала.

1.5.1. Инспектиращ пилот-инструктор, притежаващ свидетелство за правоспособност и медицинска годност.

1.5.2 Проверяван пилот със свидетелство медицинска годност.

1.6. Сведение за въздухоплавателното средство

1.6.1. Информация за летателната годност.

Самолет Avid Flyer - C, заводски №....., регистрационен номер LZ-UKB е сглобен през 1991 година и е произведен от Light AERO Inc. - USA, има Удостоверение за летателна годност № издадено на 30.06.1999 г., презаверено за последен път на 25.04.2002 г. и валидно до 25.04.2003 год. В съответствие с Наредба № 25 от 29.02.2000 г. на самолета е следвало да бъде издадено Техническо свидетелство, а не Удостоверение за летателна годност.

От начало на експлоатация (НЕ) самолетът има пролетени 554:40 h и при изпълнение на годишни прегледи няма ограничения в ресурса на планера.

На самолета е монтиран двигател Rotax 582, сериен № От НЕ двигателят е наработил 571 h. Междуремонтният ресурс на двигателя е 300 часа. При наработка от 296:43 h на двигателя е извършен Капитално възстановителен ремонт (КВР). Същият не е изпълнен от сервиз на Rotax. До следващият КВР на двигателя остават 26 часа.

На самолета е монтирано трилопатъчно витло тип IVO Prop USA. В бордния дневник на самолета не е посочена информация за витлото.

Последният запис на наработката във бордния дневник на самолета е от 18.10.2002 г.

Техническото обслужване на самолета се извършва в съответствие с “Ръководство за техническа експлоатация на самолет Avid Flyer”, одобрено от ГД “ГВА” на 09.04.2001 г. В съответствие с това ръководство летателните часове, периодичните прегледи и ремонтните дейности се отразяват от собственика в бордния дневник.

На 09.04.2002 г. на самолета е извършен годишен технически преглед в обем на сто часов преглед. До прегледа пролетяното време на самолета е 515:18 h, след прегледа до момента на произшествието самолетът е пролетял 39:32 h, през време на които се изпълнени три 15 часови прегледа. Последният 15 часов преглед е заверен на 12.10.2002 г. При прегледа допълнително към предвидените работи е извършено почистване на свещите на двигателя и проверка и промиване на карбуратора. След този преглед самолета е летял 2:39 h.

Не са отбелязани открити неизправности при предполетния преглед на самолета.

1.6.2. Кратки сведения за техническите характеристики на самолета.

Максималната излетна маса на самолета е 400 kg. Масата на празен самолет е 205 kg. В момента на възникване на събитието самолетът е имал на борда си около 30 литра гориво и двучленен екипаж, при което полетната маса е 388 kg и центровката е в експлоатационния диапазон.

Минимална хоризонтална скорост с двама пилоти – 45 mph.

Крейсерска скорост – 60 mph.

Максимално допустима скорост – 90 mph.

Маневрена скорост - 75 mph.

Скорост на отлепване – 30 mph.

Благоприятна скорост за набиране на височина – 50 mph.

Ограничения на максимално допустимата скорост на полета при използване на задкрилки:

задкрилки на 20⁰ – 60 mph;

задкрилки на 15⁰ – 65 mph.

Представените данни са на базата на съставено от авиационния оператор Ръководство за летателна експлоатация. Същото няма печат за утвърждаване от ГД “ГВА”

1.6.3. Информация за използваното гориво и неговото състояние.

По данни на собственика самолетът е зареден с 48 литра гориво А-95Н преди началото на полета. На мястото на произшествието от самолета е източено 30 литра гориво. Комисията източила от резервоара на самолета 1,5 литра гориво за изследване. В горивото взето за проба имаше механични примеси, вероятно от вътрешната повърхност на резервоара, отделили се при удара на самолета в земята. Горивото най-напред беше изследвано в ГСМ -Химическа лаборатория на летище София. Протоколът от изследването е приложен към материалите по разследването. В протокола е записано следното заключение: “Пробата неетилизирани бензин А-95Н не отговаря на изискванията на БДС 17374-95 по показателите: плътност, дестилационни характеристики, цвят и има голямо съдържание на механически примеси”.

След получаване на горното заключение бензинът беше придаден за определяне на октановото му число в Лаборатория за изпитване на горива, смазочни материали и присадки на Държавната агенция по стандартизация и метрология. Протоколът от изпитанието е приложен към материалите по разследването. В съответствие с записаното в протокола октановото число на бензина е 94,8 и е с 0,2 по малко от предписаното по стандарта. Такава малка разлика не би могла да повлияе на характеристиките на двигателя.

В Operator’s Manual на двигател Rotax 582 е записано, че той работи с бензин с октаново число по-високо от 83. В ръководството за техническа експлоатация на АО е записано, че двигателят работи с автомобилен бензин А98.

На мястото на произшествието беше установено около три литра масло в масления резервоар. В съответствие с ръководството за техническа експлоатация се използва масло за двутактови двигатели. Беше взета проба от маслото и същата беше изследвана в Химическа лаборатория на А/К “Балкан”. Протоколът от изследването е приложен към

материалите по разследването. В протокола са записани следните забележки: “Анализираното масло от самолет УКВ отговаря по показател пламна температура на масло за двутактови автомобилни двигатели и не отговаря по показатели вискозитет, механични примеси и съдържание на вода за същото масло. Същото не отговаря само по показател вискозитет на известните ни типове двигателни масла.”

1.7. Метеорологична информация.

Денем, ПМУ, вятър 4 m/s от 190⁰, видимост – 15 km, облачност - 2/8 на 1500 m.

1.8. Средства за навигация.

Навигационно оборудване на самолет AVID FLYER плюс GPS.

1.9 Свързки.

Щатна УКВ радиостанция “ICOM”.

1.10. Летище.

Летателна площадка “Изгрев” ПИК 09/27, грунд, с. Калиманци, област Варна.

1.11. Полетни записващи устройства.

Няма за типа самолет.

1.12. Сведения за удара и отломките.

Самолетът пада на летищното поле на около 450 m.от началото и 130 m в дясно от оста на полоса 27 .Самолетът е срещнал земята най-напред със зализа на дясното крило и в последствие с лопатите на витлото. Първата следа с широчина 60 cm и дълбочина до 15 cm продължава 2,5 m. От нейното начало до останките от самолета разстоянието е 11 m. След тази следа следват парчета от капотажа на двигателя, моточасовника, GPS, висотомера. Следващата следа е на 1,8 m от самолета. Основните конструктивни елементи на планера са разрушени, но са останали свързани помежду си.

Следите и разположението на отломките показват, че разрушението на самолета е настъпило като резултат от удара в земята. Състоянието на ВС и системите му за управление е описано в т. 1.3.

1.13. Медицински и патологични сведения.

Съгласно протокол №..... на Авиомедицинската комисия, инспектирацията пилот е годен за летателна работа като “пилот”, съгласно наредба № 1/1995 г. - клас I до 09.01.2003 г.

Съгласно протокол № на Авиомедицинската комисия, проверявания обучаем е годен за летателна работа като “любител-пилот”, съгласно наредба № 1/1995 г. - клас II до 10.01.2003 г.

1.14. Пожар.

При авиационното произшествие няма данни и следи за възникнал пожар.

1.15. Фактори на оцеляването.

Кабината е разрушена и седалките са силно деформирани. Аварийно-спасителната система на самолета не е задействана поради малката височина от която се е сринал самолета. Аварийният парашут е закачен и въжетата му са изправни.

1.16. Проведени изпитания и изследвания.

За целите на техническото разследване са проведени изпитания и изследване на:

- Мястото на авиационното произшествие: първи и последващи следи от удара на самолета в земята; оглед на елементите от компоновката на самолета; състояние на пилотската кабина; ръчките и превключвателите и показанията на приборите, оглед и анализ на състоянието на основното управление на самолета и управлението на двигателя. Направените снимки са приложени към материалите по разследването. Взети са писмени обяснения от очевидци.
- За съответствие на стандарта на използваното гориво в ГСМ -Химическа лаборатория на летище София.
- За октановото число на бензина в Лаборатория за изпитване на горива, смазочни материали и присадки на Държавната агенция по стандартизация и метрология.
- На използваното масло в Химическа лаборатория на А/К “Балкан”.
- Изучаване и анализ на действията на екипажа при изпълнение на процедурата за излитане на самолета.

2. Анализ.

След като установи фактите и обстоятелствата по авиационното произшествие, имайки предвид обясненията на свидетелите и екипажа и отхвърляйки практически недостоверните хипотези, комисията анализира две вероятни хипотези за възникване на авиационното произшествие:

1. Отказ на системите за управление на самолета.
2. Грешка в техниката на пилотиране, довела до аеродинамичен срив на самолета.

По първата хипотеза – отказ на системите за управление на самолета

При огледа на мястото на произшествието комисията констатира, че самолетът е срещнал земята челно, под ъгъл около $50-60^{\circ}$, в курс, близък до обратния за излитане.

Мястото на удара на самолета е на около 450 m от началото на полосата по курса за излитане и на около 130 m странично отклонение от оста на пистата.

Комисията извърши щателен оглед на терена от началото на ПИК по проекцията на траекторията на движение на летателния апарат, от мястото на опиране при кацане, изтъркаване, отлетване, издържане и първоначален набор на височина, до удара на самолета в земята. При извършения оглед не бяха открити следи и елементи от конструкцията на системата за управление на самолета и от самолета, в резултат на настъпило във въздуха разрушаване.

След удара конструктивното състояние на самолета е такова, че позволява детайлен оглед на елементите от системата за управление и функционирането на каналите за управление по трите оси: в надлъжно, напречно и попътно отношение. В резултат на огледа комисията установи: скъсване на конзолите за закрепване на флапероните към лявото и дясното полукрило; флаперонът на лявото полукрило е отклонен на 45° в хоризонталната плоскост по отношение на строителната ос на крилото, а флаперонът на дясното полукрило е отклонен на 90° по отношение на строителната ос на дясното полукрило и с изходящия си ръб се е врязал на 2 cm във вертикално отклонената плоскост на тримера на хоризонталното кормило.

Хоризонталните и вертикалните опашни плоскости – стабилизатор и кормило, не са разрушени и деформирани.

Тримерът на хоризонталното кормило е отклонен на 90° нагоре в резултат на удара на самолета в земята, при който се скъсва възелът за закрепване на бандажа на въжето към вертикалния стабилизатор.

Веригите за управление на флапероните, хоризонталното и вертикалното кормило от кабината до управляващите плоскости са съхранени и предават управляващи въздействия.

Фактическото състояние на елементите от системата за управление на самолета на мястото на произшествието дават основание на комисията да направи следните изводи за последователността на развитие на събитията и характера на движение на самолета непосредствено преди и при удара в земята:

1. В резултат на челния удар е настъпило скъсване на възела за закрепване на бандажа на въжето на тримера към вертикалния стабилизатор, при което тримерът се е отклонил на 90^0 нагоре.

2. Последвало е скъсване на конзолите на флапероните и откъсването им от крилата и връзване на десния флаперон във вече отклонения вертикален тример.

3. Различният ъгъл на разположение на флапероните по отношение на строителните оси на лявото и дясното полукрило показва за наличие на въртливо движение на самолета около попятната и надлъжната оси от ляво надясно и възникнал инерционен момент непосредствено преди и след удара в земята.

Същото показват и положението на двигателя на самолета след удара и следите по земната повърхност.

От обясненията на екипажа става ясно, че до удара в земята не са констатирани признаци, характеризиращи конструктивен отказ в системата за управление на самолета.

Гореизложените факти дават основание на комисията да изключи разгледаната хипотеза като причина за авиационното произшествие.

По втората хипотеза - грешка в техниката на пилотиране, довела до аеродинамичен срив на самолета.

При анализа на втората хипотеза комисията взе предвид следните факти:

1. Сnižението за кацане и последващата процедура за излитане (touch and go), съгласно установената практика на авиационния оператор, се изпълняват с един и същи ъгъл на отклонение на флапероните и пилотиращият пилот не е извършвал действия за промяна на този ъгъл.

2. В процеса на изпълнение на процедурата “touch and go” и първоначалния набор на височина самолетът е с маса 388 kg, при максимално допустима излетна маса 400 kg.

3. Самолетът разполага със сравнително малък запас от теглителна сила.

Разполагаемата мощност на двигателя на максимален режим и съответните скорости на анализирания етапи от полета, определят тяговъоръжеността на самолета $P/G \approx 0,13$

4. По данни на екипажа по време на излитането и първоначалния набор на височина има строго страничен вятър от 190^0 , 4 m/s .

Отчитайки тези факти комисията се съсредоточи върху анализ на :

- характера на движение на самолета на етапите от полета, предшестващи авиационното произшествие : отлепване, издържане и първоначален набор на височина, до сриването на самолета,
- управляващите действия на пилотиращия пилот, т.е. техниката на пилотиране.

Анализът на динамиката на полета на посочените етапи е извършен на базата на общите закони, характеризиращи условията за устойчивост и управляемост на самолет с подобна аеродинамична компоновка.

Комисията отправи писмена молба за предоставяне на Ръководство по летателна експлоатация или спецификация на летателните характеристики и ограничения на самолета до NTSB-САЩ, BEA-Франция и BFU– Германия. В резултат на запитването, Комисията получи от BFU - независим орган за разследване на авиационни събития в

Германия, "FLUG-BETRIEBSHANDBUCH" за ултра лек самолет AVID FLYER-C и от NTSB – USA спецификационни данни, които използва за целите на анализа. От обясненията на инспектиращия пилот, пилотиращият пилот е изпълнил разбега и отлепването на самолета без отклонения, след което, съобразно установената в процеса на обучение практика, на височина $H \cong 1,0-1,5$ m, в хоризонтален полет ускорява самолета до скорост за безопасен набор - $V_2=60$ mph, скорост при която започва първоначалния набор на височина.

От обясненията на пилотиращия пилот става ясно, че той започва набора на височина с увеличаване на ъгъла на атака и "лек наклон (наляво) срещу вятъра със скорост 55 mph".

Преходният процес на преминаване от равно ускорителен хоризонтален полет към набор на височина, по своята същност, е неустановено криволинейно движение във вертикалната плоскост.

От изложените до тук факти и определението за набор на височина следват два важни извода:

- на анализирания етап движението е неустановено, т.е. реализира се чрез промяна (в случая - намаляване) на скоростта на полета;
- наборът на височина започва и се извършва не във вертикална, а в наклонена плоскост, т.е. траекторията описвана от центъра на тежестта на самолета носи пространствен характер.

Изкривяването на траекторията "нагоре" е възможно само чрез нарушаване на равенството, съществуващо до момента, между подемната сила и силата на тежестта в посока увеличаване на подемната сила и създаване на нормално претоварване $n_y > 1$. Необходимото нарастване на подемната сила може да се осъществи или чрез увеличаване на скоростта на полета или чрез увеличаване на ъгъла на атака. Два факта правят малко вероятна първата възможност: малкият запас от разполагаема мощност и действието на съставляващата на силата на тежестта в резултат на наклона на траекторията.

Възможното увеличаване на подемната сила чрез увеличаване на ъгъла на атака води до нарастване на частта на индуктивното съпротивление в общия дял на съпротивлението на самолета, а от там и до промяна на тангенциалното ускорение в посока на намаляване на скоростта при която е започнат маньовъра. Това определя и неустановения характер на движението.

По отношение на втория извод:

Наборът на височина започва и се реализира с отклонени флаперони на 15^0 , с което е постигнато увеличение на коефициента на подемната сила за сметка на променената относителна кривина на профила, но е намален по стойност критическият ъгъл на атака на крилото.

Наклонът на самолета в началото на набора на височина е създаден чрез кормилен напречен момент $M_x^{\delta \text{ флап}}$. Напречният момент е резултат от отклонените на различен ъгъл флаперони на двете полукрила.

В резултат на наличие на ъгъл на наклона, подемната сила, лежаща в равнината на симетрия на самолета ОХУ, също се наклонява и разполагаемата подемна сила за промяна на траекторията на полета нагоре намалява с $\cos \gamma$, а това налага допълнително увеличаване на ъгъла на атака.

Тъй като наборът на височина е с наклон, хоризонталната съставляваща на подемната сила - $U \sin \gamma$ действа съвместно и в една посока със съставляващата на силата на тежестта - $G \cos \theta \sin \gamma$. Действието на тези две сили предизвиква движение на центъра на тежестта на самолета по напречната ос, т.е. плъзгане.

В резултат на плъзгането възниква странична сила Z приложена в страничния фокус на самолета и в посока обратна на действащите сили. Отчитайки, че самолетът притежава статична странична устойчивост, тази сила създава статичен попътен момент M_y , стремящ се да ликвидира ъгъла на плъзгане.

Попътен момент, но в обратна посока $M_y^{\delta\text{флап}}$ създават и отклонените на различен ъгъл флаперони.

Действащите сили и моменти предизвикват пространствено движение на самолета около трите оси X , Y и Z с плъзгане, създаващо допълнително съпротивление, при което дясното полукрило е изнесено напред със значителен ъгъл на атака.

Характеристиките на устойчивост и управляемост и характерът на полета (в случая - неустановен), зависят съществено от взаимодействието между надлъжното и страничното движение, а динамичните свойства на самолета се разглеждат като пространствено смутено движение определено от кръстните връзки между тези движения: аеродинамични, кинематични и инерционни.

В случая е силно изразена аеродинамичната кръстна връзка между напречната M_x^{β} и попътната M_y^{β} статични устойчивости на самолета от ъгъла на атака. С увеличаването на ъгъла на атака попътната устойчивост намалява, напречната устойчивост за самолети с право крило остава постоянна в линейната част на зависимостта на коефициента на подъемната сила от ъгъла на атака, но с увеличението на ъгъла на атака и тя намалява.

Съществен момент в анализа е и влиянието на практически строго страничния вятър върху характера на движение на самолета. Формираната при това допълнителна странична сила усилва статичния попътен M_y^{β} и страничен M_x^{β} моменти в резултат на което ъгъла на атака на дясното полукрило допълнително се увеличава.

Увеличеният ъгъл на атака, наличието на ъгъл на плъзгане и намалената местна ефективна скорост на обтичане $V\cos\beta$ влошават в голяма степен условията за ламинарно обтичане, които за дясното полукрило се проявяват в първоначален частичен срыв на потока от крилото за което свидетелстват и обясненията на пилотите за неефективност на напречното управление.

Три осезаеми признака за това са налице: наличие на плъзгане, неефективност на кормилата в напречно отношение, поява на неконтролируем наклон на самолета.

Разликата, получила се в подъемната сила на двете полукрила, е и вероятната причина за появилия се неконтролируем наклон на самолета на дясно.

Първоначално, отклонението на вертикалното кормило и намаляването на ъгъла на плъзгане за момент подобряват ситуацията, но в резултат на запазения голям ъгъл на атака процесът на срыв на потока от дясното полукрило се развива и довежда до увеличаване на разликата в подъемните сили на двете полукрила и прогресивното увеличаване на наклона на самолета на дясно.

Значителното увеличение на наклона и съответно на силите $G\cos\theta\sin\gamma$ и $U\sin\gamma$, по посока на дясното крило, късната намеса на инспектирация пилот и опита му да преустанови увеличаването на наклона посредством енергично и пълно отклонение на вертикалното кормило, както и да намали ъгъла на атака довежда до интензивно “външно” плъзгане съпроводено с рязко намаляване на скоростта, пълен срыв на потока от дясното полукрило и удар на самолета в земята.

В раздел “Излитане и набор на височина” на посоченото ръководство “FLUG-BETRIEBSHANDBUCH” за ултра лек самолет AVID FLYER-C, има специално предупреждение към пилоти с малък опит, за опасност от “преизтегляне” на самолета на етап излитане при преминаване към първоначален набор на височина. При това самолета става ограничено управляем и съпротивлението нараства до такава степен, че понататъшния набор на височина става невъзможен.

Изложеното до тук обяснява последователността от възникнали събития по време на произшествието и прави в голяма степен вероятна втората хипотеза.

Заключение

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

Основна причина:

Усложняване на условията на полета, изразяващи се в неустановено движение на самолета с плъзгане и голям ъгъл на атака, развили се в опасна ситуация, несъответстваща на нивото на подготовка и техниката на пилотиране на проверявания пилот и не навременна намеса на проверяващия в управлението на самолета за да предотврати аварийната ситуация.

Непосредствена причина

Аеродинамичен срив на въздушния поток, обтичащ крилото предизвикал значително намаляване на подемната сила, последвано от рязка загуба на височина и удар на самолета в земята.

Съпътстващи причини

- 1.Нарушаване на методическата последователност на изпълняваните упражнения и включване на нов, не планиран елемент за изпълнение.
- 2.Надценяване на възможностите на проверявания пилот и предоверяване от проверяващия инструктор
- 3.Особеност в метеорологичните условия по време на полета, изразяващи се в наличие на строго страничен вятър по време на излитането.

Препоръки за безопасност

1.Комисията за разследване на авиационното произшествие препоръчва на ГД “ГВА” да разреши летателна дейност на АУЦ “ Морски криле”, след като извърши инспекционна проверка на Ръководството за дейността на АУЦ, в съответствие с Чл.20, ал. (4) на Наредба № 27 на МТС от 31.03.2000 г.

2.На основание на изводите за причините довели до авиационни произшествия в АУЦ, Комисията препоръчва на ГД “ГВА” решаването на молба за издаване на Свидетелство за АУЦ за първоначално летателно обучение, да се извършва след експертна оценка на качествата и пригодността на ВС за учебни и тренировъчни полети.

3.На основание на направените проучвания в процеса на разследването на опита при експлоатацията на много леки и свръх леки ВС и анализа на риска, Комисията препоръчва използването в полет на защитни каски.

4.При утвърждаване на “Програма за подготовка, тренировка и проверки на летателен състав на свръх леки и много леки самолети”, ГД “ГВА” да изисква упражненията по всяка задача да бъдат разработени по реда на изпълняваните елементи и ограниченията свързани с тях.

5.Авиационните оператори да контролират изпълнението на предвидения в програмата задължителен минимален брой полети по дадено упражнение. Броят на изпълнените полети да не бъде критерий за нивото на подготовка на обучаемия.

6.Авиационните оператори да засилят контрола върху документирането на предварителната, предполетната подготовки и следполетния разбор.