



Tutkintaselostus

L2012-05

Ultrakevyen lentokoneen pakkolasku Hyvinkäällä 26.8.2011

OH-U478

Ikarus C 42 B

Kansainvälisen siviili-ilmailun yleissopimuksen liitteen 13 (Annex 13) kohdan 3.1 mukaan ilmailuonnettomuuden ja sen vaaratilanteen tutkinnan tarkoituksena on onnettomuuksien ehkäiseminen. Ilmailuonnettomuuden ja tutkintaselostuksen tarkoituksena ei ole käsitellä onnettomuudesta mahdollisesti johtuvaa vastuuta tai vahingonkorvausvelvollisuutta. Tämä perussääntö on ilmaistu myös turvallisuustutkintalaissa (525/2011) sekä Euroopan parlamentin ja neuvoston asetuksessa (EU) N:o 996/2010. Tutkintaselostuksen käyttämistä muuhun tarkoitukseen kuin turvallisuuden parantamiseen on vältettävä.

**Onnettomuustutkintakeskus
Olycksutredningscentralen
Safety Investigation Authority, Finland**

Osoite / Address: Ratapihantie 9
FI-00520 HELSINKI

Adress: Bangårdsvägen 9
00520 HELSINGFORS

Puhelin / Telefon: (09) 51 6001
Telephone: +358 29 51 6001

Fax: (09) 1606 7811
Fax: +358 9 1606 7811

Sähköposti / E-post / Email: turvallisuustutkinta@om.fi

Internet: www.turvallisuustutkinta.fi

TIIVISTELMÄ

Hyvinkäällä tapahtui 26.8.2011 klo 16.06 ultrakevyen lentokoneen Ikarus C 42 B, OH-U478 pakkolasku pellolle. Lentokoneen moottori sammui koululennolla laskukierroksen aikana noin 160 metrin korkeudella. Lentokone ei vaurioitunut laskussa. Lennonopettaja ja oppilas säilyivät vammoitta.

Lento alkoi Helsinki-Malmin lentoasemalta klo 15.30 ja suuntautui Hyvinkään lentopaikalle, jonne kone saapui noin klo 16.00. Tarkoituksena oli lentää 6-7 laskua oppilaan ohjaamana. Lento oli lento-oppilaan kolmas koulumatkalento opettajan kanssa. Ensimmäinen lähestyminen ja lasku sujuivat ongelmitta, mutta toisen laskukierroksen aikana myötätuuliosalla noin 160 m korkeudella moottorin pyörimisnopeus laski nopeasti joutokäynnille. Kaasuvipu oli kuitenkin matkalentotehoasennossa. Opettaja alkoi ohjata lentokonetta. Muutaman sekunnin kuluttua moottori sammui. Opettaja totesi, ettei lentokone liitäisi lentopaikalle saakka, jonka vuoksi hän ohjasi koneen pohjoisen suunnassa olevia peltoja kohti ja teki onnistuneen pakkolaskun.

Moottori tarkastettiin silmämääräisesti. Siinä ei havaittu mitään poikkeavaa. Moottori käynnistyi normaalisti ja sitä koekäytettiin monia kertoja. Polttoainejärjestelmä tarkastettiin ja pumppujen paineet mitattiin. Mekaanisen pumpun paine oli oikea (0,3 bar) ja sähköpumpun paine oli pienin sallittu (0,15 bar). Sytytysjärjestelmien kokeilussa ei aluksi esiintynyt mitään poikkeavaa, mutta usean koekäytön jälkeen sytytysjärjestelmäkokeilua tehtäessä havaittiin B-sytytysjärjestelmän olevan pois toiminnasta. Häiriö ilmeni vain ajoittain ja monien koekäyttöjen aikana häiriöitä ei ilmennyt. A-sytytysjärjestelmän ansiosta moottori kävi kuitenkin lähes normaalisti. B-sytytysjärjestelmän elektroninen sytytysyksikkö vaihdettiin toiseen toimivaksi tiedettyyn yksikköön.

Erään koekäytön aikana todettiin sytytyshäiriö myös A-sytytysjärjestelmässä. A-järjestelmän häiriö esiintyi harvemmin kuin B-järjestelmän häiriö. Myös A-sytytysjärjestelmän elektroninen sytytysyksikkö vaihdettiin. Lentokoneella lennettiin koelento ja kone hyväksyttiin lentotoimintaan.

Moottori toimi häiriöittä 60 lentotuntia, mutta erään koululennon aikana ilmeni ajoittaisia toimintahäiriöitä toisessa sytytysjärjestelmässä. Näiden häiriöiden jälkeen sytytysjärjestelmä kokonaisuudessaan irrotettiin ja asennettiin testipenkkiin, jossa sitä ajettiin noin kuusi tuntia vaihtelevilla pyörimisnopeuksilla. Koeajon aikana järjestelmä toimi täysin moitteitta. Sytytysjärjestelmä asennettiin takaisin moottoriin ja koekäytettiin noin 1,5 h vaihtelevilla pyörimisnopeuksilla, pääosin kuitenkin matkalentopyörimisnopeudella. Sytytysjärjestelmä toimi häiriöittä. Koska vikaa ei löydetty, vaihdettiin koko sytytysjärjestelmä toiseen toimivaksi tiedettyyn järjestelmään ja lentokone hyväksyttiin lentotoimintaan.

Moottori toimi moitteitta noin 100 lentotuntia, kunnes erään rullauksen aikana moottori sammui neljä kertaa, eikä käynnistynyt sen jälkeen. Opettaja ja oppilas työnsivät koneen takaisin hallille.

Koko polttoainejärjestelmä tarkastettiin ja osittain uusittiin. Mekaaninen polttoainepumppu avattiin, jolloin todettiin imuventtiilin läpän siirtyneen osittain sivuun imuaukon päältä. Tämän vuoksi pumppu ei kehittänyt painetta. Läpän pintaan oli kulunut sivusuuntaisia uria, jotka osoittivat sen

liikkuneen siten, että pumppu oli ajoittain toiminut normaalisti ja ajoittain se oli ollut joko kokonaan tai osittain toimintakyvytön.

Pakkolaskuhetkellä asennettuna olleet elektroniset sytytysyksiköt toimitettiin sekä Saksan että Itävallan lento-onnettomuustutkintaviranomaisille, joiden valvonnassa sytytysyksiköille tehtiin tutkimuksia. Sytytysyksiköille tehtiin toimintakokeita moottorinvalmistajan laboratorioissa. Ennen testejä molemmat sytytysyksiköt röntgenkuvattiin ja kuvat analysoitiin. A-sytytysyksikössä havaittiin eräiden komponenttien liitoksissa juotostinan vähyyttä. Molemmille sytytysyksiköille tehtiin sähköinen pikatesti. Pikatestissä B-sytytysyksikkö ei toiminut ensimmäisen testin aikana, mutta toimi normaalisti kahdessa seuraavassa testissä. Lämpötestin yhteydessä ei esiintynyt häiriöitä. Testeissä A-sytytysyksikkö toimi moitteitta.

Mekaanisen polttoainepumpun viasta informoitiin moottorin ja pumpun valmistajaa jo tutkinnan aikana.

Moottorin pysähtymisen syynä oli mekaanisen polttoainepumpun imuventtiilin vikaantuminen ja siitä seurannut polttoaineen syöttöhäiriö. Myötävaikuttavana tekijänä on ollut sähköpumpun alhainen polttoaineenpaine.

Kummassakin sytytysjärjestelmässä ajoittain ilmenneet häiriöt eivät todennäköisesti ole olleet syynä moottorin sammumiseen.

Tutkinnan aikana moottorin valmistaja julkaisi tiedotteen lämmönmittausliuskan asentamiseksi sytytysyksiköihin. Tämän perusteella Liikenteen turvallisuusvirasto julkaisi lentokelpoisuusmääräyksen, jossa lämmönmittausliuskat on asennettava kaikkiin tyyppihyväksymättömiin Rotax 912 -moottoreiden sytytysyksiköihin. Tutkinnan aikana moottorin valmistaja julkaisi moottorin huolto-ohjeen, jossa mekaaninen polttoainepumppu tulee vaihtaa viiden vuoden välein.

Onnettomuustutkimuskeskus antaa yhden turvallisuussuosituksen, jossa suositetaan että Deutscher Aero Club e.V. (ultrakevytlentokoneiden hyväksyntäorganisaatio Saksassa) kehottaisi lentokoneen valmistajaa noudattamaan polttoainejärjestelmiä rakentaessaan moottorinvalmistajan ohjeita ja suosituksia.

SAMMANDRAG

NÖDLANDNING AV ULTRALÄTT FLYGPLAN I HYVINGE 26.8.2011

I Hyvinge, den 2011-08-26 kl 16:06 nödländade ett ultralätt flygplan av typen Ikarus C 42 B, OH-U478 på en åker. Motorn stannade under landningsvarvet under en utbildningsflygning på omkring 160 meters höjd. Flygplanet skadades inte i landningen. Varken flyginstruktören eller eleven skadades.

Flygningen började på Helsingfors-Malms flygplats klockan 15:30 och gick till Hyvinge flygplats dit flygplanet anlände ungefär kl 16:00. Avsikten var att eleven skulle göra 6-7 landningar. Flygningen var elevens tredje skolflygning med instruktör. Den första inflygningen och landningen gick utan problem, men vid det andra landningsvarvet på medvindslinjen på ungefär 160 m höjd sjönk motorns varvtal plötsligt till tomgång. Gasreglaget var i läge för normalt marschvarvtal. Instruktören tog över styrningen av flygplanet. Efter några sekunder stannade motorn. Instruktören konstaterade att flygplanet inte skulle kunna glidflyga till flygplatsen, varför han styrde flygplanet mot åkrarna som låg i nordlig riktning och gjorde en lyckad nödlandning.

Motorn inspekterades visuellt. Inget avvikande syntes på den. Motorn startade normalt och provkördes flera gånger. Bränslesystemet kontrollerades och pumprycket mättes. Det mekaniska pumprycket var rätt (0,3 bar) och den elektriska pumpens tryck var minsta tillåtna (0,15 bar). Vid test av tändsystemet fanns till en början inget avvikande, men efter flera provkörningar konstaterades att B-tändsystemet var ur funktion. Felet inträffade bara ibland, och under flera provkörningar visade sig felet inte. Med A-tändsystemet gick motorn nästan normalt. B-tändsystemets elektroniska tändenhet byttes ut mot en annan fungerande enhet.

Under en provkörning konstaterade man ett tändningsfel även i A-tändsystem. Störningar i A-styrssystemet förekom mera sällan. Även A-systemets elektroniska tändenhet byttes ut. En testflygning utfördes varefter planet godkändes för flygverksamheten.

Motorn fungerade väl under 60 flygtimmar, men under en skolflygning inträffade funktionsstörningar i det andra tändsystemet. Efter dessa störningar togs hela tändsystemet bort och monterades i provbänk, där man körde den ungefär sex timmar med varierande rotationshastigheter. Under provkörningen fungerade systemet helt felfritt. Tändsystemet monterades tillbaka i motorn och provkördes under ungefär 1,5 h vid varierande varvtal, mest dock vid normalt marschvarvtal. Tändsystemet fungerade utan störningar. Eftersom felet inte hittades, byttes hela tändsystemet till ett annat fungerande system varefter flygplanet godkändes för flygverksamheten.

Motorn fungerade felfritt under ungefär 100 flygtimmar, tills motorn under taxning stoppade fyra gånger, och startade sedan inte. Instruktören och eleven sköt tillbaka flygplanet till hangaren.

Hela bränslesystemet kontrollerades och ersattes delvis. Den mekaniska bränslepumpen öppnades, och man konstaterade att insugningsventilens klaff delvis flyttats åt sidan från sugöppningen. Därför kunde pumpen inte utveckla tryck. Det hade nöts in spår i klaffens yta i sidoriiktning, som visade att den rört sig så, att pumpen tidvis fungerat normalt och tidvis hade den varit helt eller delvis ur funktion.

De elektroniska tändsystem som var monterade vid nödlandningen skickades både till de tyska och österrikiska haverimyndigheterna, som undersökte tändsystemen. Tändsystemen funktions-testades vid motortillverkarens laboratorium. Före testerna röntgenundersöktes båda tändenheterna och röntgenbilderna analyserades. I A-enheten fann man att det fanns för lite lödtenn i anslutningarna till några komponenter. Ett elektriskt snabbtest gjordes på båda tändenheterna. Vid snabbtestet fungerade tändenhet B inte under det första försöket, men fungerade normalt vid de två följande försöken. Vid värmeprovet hittades inga störningar. A-tändenheten fungerade felfritt vid testerna.

Motortillverkaren och pumptillverkaren informerades om felet i bränslepumpen redan när utredningen pågick.

Orsaken till motorstoppet var fel i den mekaniska bränslepumpens inloppsventil vilket ledde till störningar i bränslematningen. En bidragande orsak var att den elektriska pumpen gav för lågt bränsletryck.

De störningar som tidvis har uppkommit i båda tändsystemen har sannolikt inte varit orsaken till att motorn stannat.

Under utredningen har motortillverkaren utfärdat en anvisning om att installera en temperaturmätningssensör på tändenheterna. Grundat på detta utfärdade Trafiksäkerhetsverket ett luftvärdighetsdirektiv om att temperaturmätningssensörer måste installeras i tändningsenheterna i alla inte typgodkända Rotax 912-motorer. Under utredningens gång har motortillverkaren utfärdat ett servicemeddelande för motorn, som innebär att den mekaniska bränslepumpen ska bytas var femte år.

Olycksutredningscentralen utfärdar en säkerhetsrekommendation, som innebär att Deutscher Aero Club e.V uppmanar flygplanstillverkaren att följa motortillverkarens anvisningar och rekommendationer när bränslesystemet byggs.



SUMMARY

FORCED LANDING OF AN ULTRALIGHT AIRCRAFT AT HYVINKÄÄ ON 26 AUGUST 2011

An Ikarus C 42 B ultralight aircraft, registration OH-U478, made a forced landing in a field at Hyvinkää on 26 August 2011 at 16:06. The engine stopped on a training flight at approximately 160 m AGL when the aircraft was in a landing pattern. The aircraft sustained no damage during the landing. The flight instructor and the student pilot escaped without injury.

The flight commenced from Helsinki-Malmi airport at 15:30, heading for Hyvinkää aerodrome where it arrived at approximately 16:00. The plan was for the student pilot to make 6-7 practice landings at Hyvinkää. This was his third cross-country training flight with an instructor. Whereas the first approach and landing were uneventful, during the second approach the engine RPM suddenly decreased to idle at approximately 160 m AGL when the aircraft was on the downwind leg. The power lever, however, was still at cruise power. The flight instructor took over the flight controls. Within a few seconds the engine stopped. The flight instructor realised that they would not make it to the aerodrome and so he steered the aircraft north towards fields and made a successful emergency landing.

The engine was visually inspected, but no abnormalities were found. The engine started normally and numerous test runs were carried out. The fuel system was inspected and pump pressures were measured. The mechanical fuel pump pressure was correct (0.3 bar) and the electric fuel pump pressure was the minimum permissible (0.15 bar). At first nothing out of the ordinary was found when the ignition systems were being tested. However, after several test runs during an ignition test it was discovered that ignition circuit B was inoperative. This fault appeared sporadically and on several test runs did not materialise at all. Nevertheless, because circuit A was operative, the engine ran almost normally. The electronic module of circuit B was replaced with another unit known to operate normally.

During one test run an ignition malfunction was also detected in circuit A. The malfunction in this circuit appeared less often than the one in circuit B. The electronic module of circuit A was also replaced. Following a test flight the aircraft was approved for flight operations.

After that the engine operated faultlessly for 60 flight hours until one training flight when intermittent malfunctioning occurred in one of the ignition circuits. Following this, the entire ignition system was removed, placed on an ignition test bench and tested for approximately six hours at varying RPM. The ignition system worked flawlessly during the test run, after which it was reinstalled on the aircraft. Test runs at varying engine RPM continued for approximately 1.5 hours. Most of the test was, however, run at cruise power RPM. The ignition system worked normally. Since the fault was not found, the entire ignition system was replaced with another system known to operate normally and the aircraft was approved for flight operations.

The engine worked perfectly for approximately 100 flight hours until one time during taxiing when it stopped four times and would not restart. The flight instructor and the student pilot pushed the aircraft back to the hangar.

The entire fuel system was inspected and partly replaced. The mechanical fuel pump was opened at which time it was discovered that the suction valve cover was slightly off of its correct position over the intake port. Hence, the pump was not generating pressure. Sideways scoring was visible on the valve cover which indicated that the pump had periodically functioned normally and periodically operated either partially or not at all.

The electronic modules that were assembled in the engine at the time of the forced landing were sent to the German and Austrian air accident investigation authorities for testing under their supervision. The modules were functionally tested at the engine manufacturer's laboratory. Prior to testing both electronic modules were X-rayed and the images were analysed. The electric contacts of some of the components in the electronic module of circuit A were found to have too little soft solder in them. Quick Electrical Tests were performed on both electronic modules. The electronic module of circuit B failed its first test, but it functioned normally during the two following tests. No faults were discovered during the thermo cycle test. The electronic module of circuit A passed both tests flawlessly.

The engine stoppage was caused by a damaged suction valve in the mechanical fuel pump and the subsequent fuel feed failure. Low fuel pressure in the electric fuel pump was a contributing factor.

It is likely that neither of the ignition systems' intermittent malfunctions caused the engine to stop.

During the investigation engine manufacturer published an information letter where it orders temperature sensitive label to be installed on electronic module. Based on this letter Finnish Transport Safety Agency issued an airworthiness directive, where installation of temperature sensitive label is mandatory to all electronic modules of Rotax 912 –engines, which are not certified. During the investigation BRP-Powertrain (Rotax) published a line maintenance manual (ver. 3 /1.9.2012), where replacement of the fuel pump is mandatory in every 5 years.

The Safety Investigation Authority issues one safety recommendation. It is recommended that Deutscher Aero Club e.V. (ultralight aircraft type certificate approval organization in Germany) advises the aircraft manufacturer to comply with the engine manufacturer's instructions and recommendations as regards the construction of fuel systems.

SISÄLLYSLUETTELO

TIIVISTELMÄ.....	III
SAMMANDRAG.....	V
SUMMARY	VII
ALKUSANAT	XI
1 TAPAHTUMAT JA TUTKIMUKSET	1
1.1 Tapahtumalento	1
1.2 Henkilövahingot.....	1
1.3 Ilma-aluksen vahingot	1
1.4 Muut vahingot.....	1
1.5 Henkilöstö	1
1.6 Ilma-alus.....	2
1.7 Sää.....	2
1.8 Suunnistuslaitteet ja tutkat	2
1.9 Radiopuhelin- ja puhelinyhteydet	2
1.10 Lentopaikka.....	2
1.11 Lennonrekisteröintilaitteet	2
1.12 Onnettomuuspaikan tarkastus.....	2
1.13 Lääketieteelliset tutkimukset	2
1.14 Tulipalo.....	2
1.15 Pelastustoiminta ja pelastumisnäkökohdat	3
1.16 Yksityiskohtaiset tutkimukset.....	3
1.16.1 Moottorin käyntihäiriön tutkiminen	3
1.16.2 Polttoainejärjestelmän tarkastus heti pakkolaskun jälkeen.....	3
1.16.3 Sytytysjärjestelmän tutkimukset	4
1.16.4 25.7.2012 tapahtuneen käyntihäiriön syyn tutkiminen.....	6
1.16.5 Sytytysyksiköiden tutkiminen ulkomailla	8
1.17 Organisaatiot ja johtaminen.....	8
1.18 Muut tiedot	8
1.18.1 Aikaisemmat käyntihäiriöt.....	8
1.19 Käytetyt tutkintamenetelmät	9
2 ANALYYSI	11
2.1 Käyntihäiriöt	11
2.2 Elektronisen sytytysyksikön vikaantuminen.....	12
2.3 Poikkeamista ilmoittaminen.....	12
3 JOHTOPÄÄTÖKSET	15
3.1 Toteamukset	15
3.2 Tapahtuman syyt ja myötävaikuttaneet tekijät.....	16



4 TURVALLISUUSSUOSITUKSET	17
4.1 Toteutetut toimenpiteet	17
4.2 Turvallisuuksuosituksen.....	17
4.3 Muita huomioita ja ehdotuksia	17

LIITTEET

Liite 1. Yhteenveto tutkintaselostuksen lopullisesta luonnoksesta saaduista lausunnoista

ALKUSANAT

Hyvinkäällä tapahtui 26.8.2011 klo 16.06 (kaikki ajat ovat Suomen aikaa) yksityishenkilöiden omistamalle ja Kevytilmailu-Light Aviation ry:n käyttämälle ultrakevyyelle lentokoneelle OH-U478 pakkolasku. Lentokoneen moottori sammui koululennolla laskukierroksen aikana noin 160 metrin korkeudelle. Lennonopettaja teki onnistuneen pakkolaskun pellolle.

Onnettomuustutkintakeskus valtuutti 2.9.2011 tutkija Esko Lähteenmäen tekemään alustavan tutkinnan moottorin sammumiseen johtaneista syistä. Alustavan tutkinnan perusteella Onnettomuustutkintakeskus muutti tutkinnan 28.5.2012 tehdyllä päätöksellä L2012-05 turvallisuustutkinaksi. Tutkintaryhmän johtajaksi nimettiin tutkija Esko Lähteenmäki ja jäseneksi johtava tutkija Ismo Aaltonen. Tutkintaryhmää avustivat sekä Saksan että Itävallan turvallisuustutkintaviranomaiset asettamalla valtuutetut edustajansa.

Lentokone siirrettiin autokuljetuksella Helsinki-Malmin lentoasemalle, jossa moottorin käyntihäiriön syitä selvitettiin. Sytytysjärjestelmä testattiin Aerotecno Oyn korjaamolla Hämeenkoskella ja elektroniset sytytysyksiköt testattiin Itävallassa BRP-Powertrain GmbH & Co. KG:n laboratoriossa Itävallan onnettomuustutkintaviranomaisen valvonnassa.

EU-asetuksen 996/2010 mukaiset lausunnot pyydettiin asianosaisilta, Liikenteen turvallisuusvirastolta, Suomen Ilmailuliitolta, sekä lentokoneen ja moottorin valmistajilta. Lausunnot on otettu huomioon tutkintaselostuksessa.

Tutkinta valmistui 12.6.2013.

Tutkintaselostus ja lähdeaineisto ovat taltioituna Onnettomuustutkintakeskuksessa.

1 TAPAHTUMAT JA TUTKIMUKSET

1.1 Tapahtumalento

Lento alkoi Helsinki-Malmin lentoasemalta klo 15.30 ja suuntautui Hyvinkään lentopaikalle, jonne kone saapui klo 16.00. Tarkoituksena oli lentää 6-7 laskua oppilaan ohjaamana. Lento oli lento-oppilaan kolmas koulumatkalento opettajan kanssa. Ensimmäinen lähestyminen ja lasku sujuivat ongelmitta, mutta toisen laskukierroksen aikana myötätuuliosalla moottorin pyörimisnopeus laski nopeasti joutokäynnille. Kaasuvipu oli kuitenkin matkalentoteho -asennossa. Opettaja alkoi ohjata lentokonetta ja hän havaitsi, ettei se liitäisi lentopaikalle saakka. Opettaja ohjasi koneen pohjoisen suunnassa olevia peltoja kohti, jolloin potkuri pysähtyi. Potkuri pyöri tehonmenetyksen jälkeen noin 10 sekunnin ajan. Opettajan kertoman mukaan sähkökäyttöinen polttoainepumppu oli kytkettynä koko lennon ajan.

Opettaja etsi peltosarkaa, johon olisi voinut laskeutua vastatuuleen tai sivutuuleen. Lentoreitistä vasemmalla oli ensimmäinen peltosarka, johon opettaja aloitti kaarron, mutta havaitsi pellon liian lyhyeksi. Hän oikaisi kaarron ja jatkoi myötätuuleen kohti edessä olevaa peltoa. Lyhyehkön peltosaran (360 m) ja myötätuulen vuoksi opettaja käytti voimakasta sivuluisua. Hän onnistui pysäyttämään lentokoneen noin 15 m ennen saran päässä olevaa ojaa. Laskusarka oli puolikova sänkipelto. Lentokone ei vaurioitunut laskussa.

1.2 Henkilövahingot

Ei henkilövahinkoja.

1.3 Ilma-aluksen vahingot

Ei vahinkoja.

1.4 Muut vahingot

Ei muita vahinkoja.

1.5 Henkilöstö

Lennonopettaja:	Ikä 73 v. Yksityislentäjän lupakirja PPL (A), purjelentäjän lupakirja ja opettajakelpuus. Ultrakevylentäjän lupakirja ja opettajakelpuus. Kokonaislentokokemus noin 10 000 tuntia. Ko. tyypillä noin 1500 tuntia.
Lento-oppilas:	Ikä 56 v. Lento-oppilaan lupakirja.

Kokonaislentokokemus noin 40 tuntia.

1.6 Ilma-alus

Ultrakevyt lentokone: Ikarus C 42 B, sarjanumero 0504-6679, valmistusvuosi 2005. Ultrakevyet lentokoneet eivät ole tyyppihyväksytyjä.

Lentoaika: 1508 h.

Moottori: Rotax 912 ULS, sarjanumero 5644771, valmistusvuosi 2005.

Käyntiaika: 1508 h.

Moottorin käyntijakso on 1500 h, mutta sille oli tehty AIR M8-4:n mukainen pidentystarkastus, jonka perusteella käyntiaikaa oli myönnetty 100 h lisää.

1.7 Sää

Tuuli 180 astetta, 7-8 solmua. Näkyvyys yli 10 km, pilvet 4/8 1200 m, Lämpötila 18 °C.

1.8 Suunnistuslaitteet ja tutkat

Ei merkitystä tapaukseen.

1.9 Radiopuhelin- ja puhelinyhteydet

Lennonopettaja soitti pakkolaskusta Helsinki-Malmin lennonjohtoon noin klo 17.00.

1.10 Lentopaikka

Pakkolaskupaikka on Hyvinkään lentopaikalta pohjoiseen noin 1 km. Pelto oli pehmeähkö sänkipelto, jonka pituus on 360 metriä. Ensimmäinen kosketusjälki oli noin 200 metriä saran alkupäästä. Lentokone pysähtyi noin 15 metriä ennen saran päässä olevaa ojaa.

1.11 Lennonrekisteröintilaitteet

Lentokoneessa ei ollut lennonrekisteröintilaitteita.

1.12 Onnettomuuspaikan tarkastus

Peltosaran ja lentokoneen jälkien mittausta lukuun ottamatta tapahtumapaikalla ei tehty muita tarkastuksia.

1.13 Lääketieteelliset tutkimukset

Tutkimuksia ei tehty.

1.14 Tulipalo

Tulipaloa ei syttynyt.

1.15 Pelastustoiminta ja pelastumisnäkökohdat

Pelastustoimia ei tarvittu.

1.16 Yksityiskohtaiset tutkimukset

1.16.1 Moottorin käyntihäiriön tutkiminen

Moottori tarkastettiin silmämääräisesti. Siinä ei havaittu mitään poikkeavaa. Polttoainemäärä oli noin 50 l ja polttoaineena oli 98E5 autobensiini. Öljyn ja jäähdytysnesteen määrä oli oikea. Potkuri pyöri käsin pyöritettäessä normaalisti. Vedenpoistohanasta otettu polttoainenäyte oli puhdas. Kaasuttimien kohokammioissa oli normaali määrä polttoainetta ja kammiot olivat puhtaat.

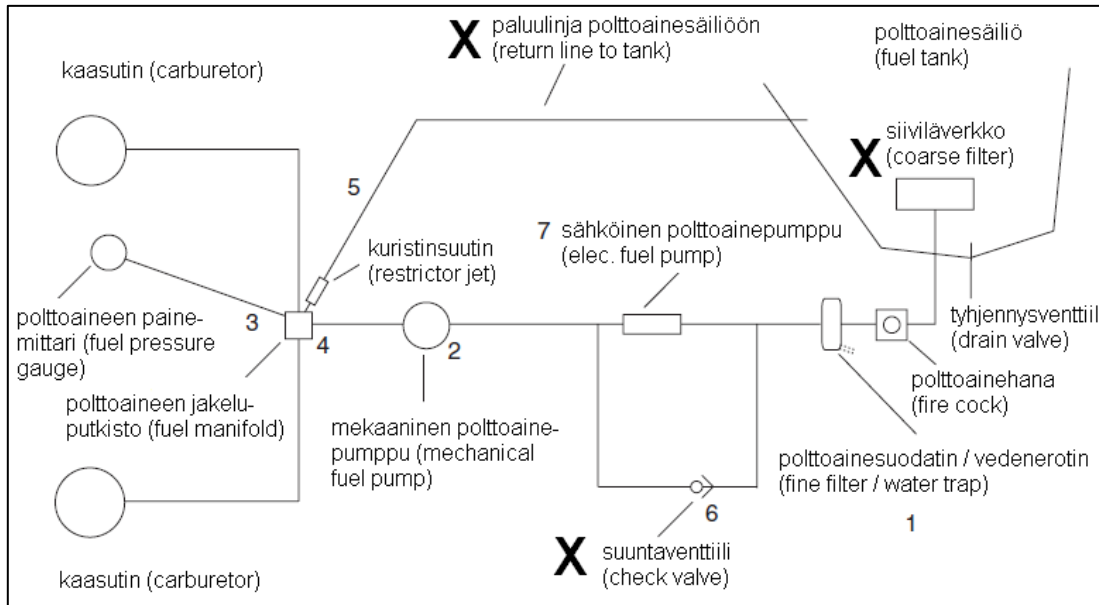
Moottori käynnistyi normaalisti ja sitä koekäytettiin useita kertoja. Moottori toimi joutokäyntiteholta maksimiteholle moitteitta. Sytytysjärjestelmien toiminnassa ei aluksi esiintynyt mitään poikkeavaa.

1.16.2 Polttoainejärjestelmän tarkastus heti pakkolaskun jälkeen

Polttoainejärjestelmä tarkastettiin yksityiskohtaisesti säiliöstä kaasuttimille saakka ja pumppujen paine mitattiin.

Vain mekaanisen polttoainepumpun ollessa käytössä paine kaasuttimille johtavassa putkessa oli 0,25 bar (moottorin pyörimisnopeus 4000 r/min). Mekaanisen ja sähköisen pumpun ollessa samanaikaisesti käytössä, paine oli 0,27 bar. Mekaaninen pumppu irrotettuna sähköpumpun kehittämä paine oli 0,15 bar (moottorin pyörimisnopeus 4000 r/min). Suljettaessa letkupihdillä sähköpumpun ohivirtausputki paine kohosi 0,3 baariin. Pienin sallittu polttoaineen syöttöpaine on 0,15 bar ja suurin sallittu paine on 0,4 bar (Rotax 912 IM 14.2, rev May 01/2007).

Polttoainejärjestelmän tarkastuksen yhteydessä havaittiin, että järjestelmässä oli merkittäviä eroavaisuuksia verrattuna moottorin valmistajan julkaisemaan järjestelmäkaavioon. Polttoainesäiliöstä lähtevän putken päästä puuttui siiviläverkko, moottorillassa olevista polttoaineputkista ei ollut polttoainehöyryä poistavaa putkea ja sähköisen pumpun ohivirtauksen mahdollistavasta putkesta puuttui suuntaventtiili. Venttiili oli korvattu halkaisijaltaan 2,3 mm kuristinsuuttimella.



Kuva 1. Moottorin valmistajan kaavio polttoainejärjestelmän rakenteesta. X-kirjain osoittaa niitä osia, jotka puuttuivat OH-U478-lentokoneesta. Kaikki merkityt osat ovat tärkeitä polttoainejärjestelmän luotettavan toiminnan kannalta. Lähde: BRP-Rotax Installation Manual kuva 54.

1.16.3 Sytytysjärjestelmän tutkimukset

Rotax 912 moottorissa on kaksoissytytysjärjestelmä, jossa perinteiset magneetit on korvattu elektronisilla sytytysyksiköillä (electronic module). Sytytysyksiköitä on kaksi, A ja B, jotka saavat sähkönsä moottorin generaattorista. Järjestelmät ovat täysin toisistaan riippumattomat eikä niillä ole yhteisiä komponentteja. Sytytysyksikkö on noin savukeasikin kokoinen muovirasia, jossa elektroniikkakomponentit on valettu muoviin. Jokaisessa sylinterissä on kaksi sytytystulppaa. Sytytysjännite toiseen tulppaan tulee A järjestelmästä ja toiseen B järjestelmästä. Moottori käy, vaikka toinen järjestelmä vikaantuisi.

Usean koekäytön jälkeen sytytysjärjestelmäkokeilua tehtäessä havaittiin B-sytytysjärjestelmän olevan pois toiminnasta. Häiriö ilmeni vain ajoittain ja monien koekäyttöjen aikana häiriöitä ei ilmennyt. Toisinaan häiriö esiintyi jo moottoria käynnistettäessä. Seuraavan käynnistyksen jälkeen järjestelmä toimi normaalisti. Muutamien käynnistysten jälkeen häiriö toistui ja se ilmeni satunnaisesti käynnin eri vaiheissa. Moottori kävi kuitenkin lähes normaalisti toisen sytytysjärjestelmän ansiosta.

B-sytytysjärjestelmän seuraavat osat ja laitteet tarkastettiin ja mitattiin sähköisesti: Magneettogeneraattorin staattorikämmi, pulssianturit, johdot ja liittimet sytytysyksikölle. Korkeajännitekelat, sytytystulppien johdot, sytytystulppien hatut ja sytytystulpat. Magneeton pulssianturien ilmvälit mitattiin. Kaikki mitatut kohteet täyttivät valmistajan vaatimukset. Molemmat sytytyskytkimet mitattiin sähköisesti, purettiin ja tarkastettiin silmämääräisesti. Kytkimissä ei havaittu vikaa. Molemmat kytkimet uusittiin. Ainoastaan elektronista sytytysyksikköä ei voitu mitata, koska mittauksen soveltuvia laitteita ei ollut käytettävissä. Sytytysyksiköiden johtimet tarkastettiin silmämääräisesti ja ne olivat kunnossa.

A- ja B-sytytysyksiköiden paikat vaihdettiin keskenään, jolloin sytytyshäiriö seurasi B-sytytysyksikköä. B-yksikkö vaihdettiin toimivaksi tiedettyyn käytettyyn yksikköön, jolloin moottori toimi moitteitta.

Moottorin sammuminen edellyttää, että sekä A- että B-järjestelmissä toimintahäiriön pitää ilmetä samaan aikaan. Häiriön löytämiseksi koekäyttöä jatkettiin.

Ennen suunniteltua koelentoa lentokoneeseen tehtiin auton elektronisesta pyörimisnopeusmittarista indikaattori, josta nähtiin sytytysjärjestelmien toiminta. Molempien sytytysjärjestelmien yhteen sytytystulpan johtoon tehtiin ”pulssianturi” kiertämällä johdon ympärille muutama kierros sähköjohtoa. Järjestelmien toimiessa mittari näytti moottorin pyörimisnopeuden noin kaksinkertaisena. Toisen sytytysjärjestelmän kytkeytyessä pois päältä mittari näytti moottorin oikean pyörimisnopeuden. Tässä moottorityypissä jokainen tulppa antaa sytytyskipinän kerran jokaisella kampiakselin kierroksella.

Erään koekäytön aikana indikaattori ilmaisi toisen järjestelmän kytkeytyneen pois päältä. Sytytyskytkintä käyttämällä todettiin vian olevan A-sytytysjärjestelmässä. A-järjestelmän häiriö esiintyi myöhemminkin, mutta se esiintyi harvemmin kuin B-järjestelmän häiriö oli esiintynyt.

Molemmat sytytysyksiköt vaihdettiin toimiviksi tiedettyihin käytettyihin yksiköihin. Lentokoneella lennettiin koelento ja kone hyväksyttiin lentotoimintaan. Ylimääräinen pyörimisnopeusmittari jätettiin paikoilleen.

Moottori toimi normaalisti 60 lentotuntia, kunnes erään koululennon aikana ylimääräinen pyörimisnopeusmittari osoitti ajoittaisia toimintahäiriöitä toisessa sytytysjärjestelmässä. Samalla myös moottorin käyntiäänessä havaittiin muutoksia. Näiden häiriöiden jälkeen sytytysjärjestelmä irrotettiin kokonaisuudessaan ja asennettiin koeajopenkkiin, jossa sitä ajettiin noin kuusi tuntia vaihtelevilla pyörimisnopeuksilla. Samalla sytytysyksiköitä lämmitettiin enimmillään 70 °C lämpötilaan (suurin sallittu lämpötila on 80 °C). Kaikkia johtoliitoksia taivuteltiin ja vedettiin. Sytytysjärjestelmän toimintaa seurattiin oskilloskoopilla. Koeajon aikana järjestelmä toimi täysin moitteitta.

Sytytysjärjestelmä asennettiin takaisin moottoriin ja koekäytettiin 1 h 40 min vaihtelevilla pyörimisnopeuksilla, pääosin kuitenkin matkalentopyörimisnopeudella. Sytytysjärjestelmä toimi häiriöttä.

Koska vikaa ei löydetty, vaihdettiin turvallisuuden vuoksi koko sytytysjärjestelmä toiseen toimivaksi tiedettyyn järjestelmään ja lentokone hyväksyttiin lentotoimintaan.

Moottori toimi moitteitta noin 100 lentotuntia, kunnes 25.7.2012 lentoa edeltäneen rullauksen aikana moottori sammui neljä kertaa, eikä käynnistynyt sen jälkeen. Opettaja ja oppilas työnsivät koneen takaisin hallille.

Sytytysyksikköjen suurin sallittu lämpötila on 80 °C (Rotax MMH 74-00-00 2.1, rev May 01/2007). Sytytysyksiköt on asennettu moottorin päälle, jossa niiden lämpötila voi kohota varsin korkeaksi. Korkein lämpötila saavutetaan lämpimällä säällä lennon jälkeen, kun

moottori on pysäytetty ja ilmapirta moottoritilaan on loppunut. Jäähdytysnesteen ja öljyn lämpötila ovat tuolloin vielä noin 100 °C.

Tutkinnan yhteydessä kesällä 2012 lentokoneen OH-U478 ja vertailukoneen OH-U520 sytytysyksiköihin liimattiin Telatemp-lämmönilmaisinteipit. Teipeissä oli mittausalueet välillä 60–110 °C. OH-U478:n sytytysyksiköt eivät olleet saavuttaneet 60 °C lämpötilaa, mutta OH-U520:n sytytysyksikköjen lämpötila oli jossakin tilanteessa saavuttanut 60 °C lämmön. OH-U478 moottorin jäähdytysilman kierto on tehokkaampi kuin OH-U520-koneessa.

Pakkolaskuhetkellä lentokoneessa olleiden elektronisten sytytysyksikköjen tiedot:

A-yksikkö: p/n 966726, s/n 05.0089, DUCATI Energia, made in Italy.

B-yksikkö: p/n 966726, s/n 05.0095, DUCATI Energia, made in Italy.

Molempien sytytysyksiköiden käyntiaika oli 1508 h, joka on sama kuin lentokoneen rungon lentoaika ja moottorin käyntiaika.

1.16.4 25.7.2012 tapahtuneen käyntihäiriön syyn tutkiminen

Koekäytöissä moottori toimi normaalisti lukuun ottamatta sitä, että sytytysjärjestelmien toimintaa testattaessa joutokäyntikierroksilla noin 1800 r/min A-sytytysjärjestelmän sytytysennakko jäi käynnistysmoodille. Tällöin sytytys oli 4 astetta ennen männän yläkuolonkohtaa, kun sen olisi pitänyt olla 26 astetta ennen yläkuolonkohtaa. Käsikirjan mukainen sytytysjärjestelmien testaus tehdään pyörimisnopeudella 3000 r/min. Toimittaessa käsikirjan mukaan sytytys toimi normaalisti. Tämä todettu vika ei vaikuta moottorin toimintaan lentotehoilla.

Koko polttoainejärjestelmä säiliöineen irrotettiin paikaltaan. Säiliön pohjalla ollut sakka huuhdottiin ja suodatin, joka näytti puhtaalta, vaihdettiin uuteen. Kaikki polttoaineletkut hanalle saakka uusittiin ja sähköpumpon ohivirtausputkesta poistettiin kuristinsuutin ja se korvattiin suuntaventtiilillä.

Mekaaninen polttoainepumppu murrettiin auki, koska pumppua ei ole tarkoitettu purettavaksi. Avaamisen jälkeen todettiin, että imupuolen teräsläppäventtiili oli siirtynyt osittain sivuun imuaukon päältä, jonka seurauksena pumppu ei kehittänyt painetta. Teräsläpän pintaan oli kulunut sivusuuntaisia uria, jotka osoittavat sen liikkuneen siten, että pumppu on ajoittain toiminut normaalisti ja ajoittain se on ollut joko kokonaan tai osittain toimintakyvytön. Teräsläpän löysä kiinnitys mahdollisti kääntymisen sivusuunnassa. Pumpun käyntiaika oli sama kuin moottorin.



Kuva 2. Imuventtiilin läppä kääntyneenä osittain pois paikaltaan.



Kuva 3. Venttiilinläpän pinnassa on nähtävissä selkeät sivusuuntaiset kulumisurat, joista päätellen läppä on liikkunut jatkuvasti kiinniasennon ja puoliksi auki asennon välillä.

1.16.5 Sytytysyksiköiden tutkiminen ulkomailla

Pakkolaskuhetkellä asennettuna olleet sytytysyksiköt toimitettiin Itävallan lento-onnettomuustutkintaviranomaiselle, jonka valvonnassa tehtiin toimintakokeet moottorinvalmistajan BRP-Powertrain GmbH & Co. KG:n laboratoriossa. Ennen testejä molemmat sytytysyksiköt röntgenkuvattiin ja kuvat analysoitiin. Analyysissä todetaan, että A-sytytysyksikössä eräiden komponenttien liitoksissa on juotostinan vähyyttä. Huono juotos mahdollistaa mikromurtumien syntymisen liitokseen.

Molemmille sytytysyksiköille tehtiin sähköinen pikatesti kolme kertaa (Quick Electrical test). Pikatestissä B-sytytysyksikkö ei toiminut ensimmäisen testin aikana, mutta toimi normaalisti kahdessa seuraavassa testissä. A-sytytysyksikkö toimi normaalisti.

Tutkintaryhmän toivomuksesta BRP-Powertrain GmbH & Co. KG teki molemmille sytytysyksiköille 26 tunnin mittaisen lämpösyklitestin (Thermo cycle test). Lämpösyklitestin aikana sytytysyksiköt olivat kaapissa, jossa niitä lämmitettiin ja jäähdytettiin. Koko testi koostui neljästä identtisestä syklistä. Yhteen testisykliin kuului sytytysyksiköiden lämmitys 80 °C 4 h 10 min ajan. Tämän jälkeen sytytysyksiköt jäähdytettiin -20 °C 2 h 10 min ajan. Testin aikana kampiakselin pyörimisnopeus oli pääasiassa 5300 r/min. Testissä sytytystulppia voitiin tarkkailla silmämääräisesti. Lisäksi yhden sytytystulpan sähköpulsia mitattiin digitaalisesti. Testissä molemmat sytytysyksiköt toimivat normaalisti.

Tehty testi on moottorinvalmistajan standardi lämpösyklitesti, joka tehdään valmistettujen tuotteiden laadun varmistamiseksi.

1.17 Organisaatiot ja johtaminen

Lentokone oli yksityishenkilöiden omistama ja se oli Kevytilmailu-Light Aviation ry -lentokerhon käytössä. Kerhon toimintamuotona on koulutusta ultrakevyyllä lentokoneilla ja koneiden vuokraus. Kerholla oli koulutuslupa. Ultrakevyyllä lentokoneille ei vaadita huolto-organisaatiota.

1.18 Muut tiedot

1.18.1 Aikaisemmat käyntihäiriöt

Noin kaksi viikkoa ennen pakkolaskua moottoriin oli tullut käyntihäiriöitä rullauksen aikana. Ensimmäisen kerran moottori sammui joutokäynniltä koululentojen välillä vaihdettaessa lento-oppilasta. Moottori oli käynnistynyt normaalisti ja lentotoimintaa oli jatkettu.

Noin viikko edellä mainitusta tapauksesta ohjaajan käynnistettyä moottorin se sammui noin 30 sekunnin kuluttua. Sen jälkeen moottori käynnistyi normaalisti. Pyörimisnopeuden noustua noin 2500 r/min moottori sammui toistamiseen, mutta käynnistyi taas normaalisti. Ohjaaja päätti keskeyttää aikomansa lennon ja rullasi lentokoneen noin 100 m päässä olevan hallin eteen, jossa moottori taas sammui itsestään (tämä oli samankaltainen tapaus, kuin 25.7.2012 sattunut tapaus).

Ensin mainitusta vikatapauksesta, jossa lentotehtävää ei keskeytetty, ei ole mitään merkintää lentokoneen matkapäiväkirjassa. Toisesta tapauksesta, jossa ohjaaja keskeytti aikomansa lennon, hän oli kertomansa mukaan merkinnyt häiriöstä joko matkapäiväkirjaan tai lentoasemalla toimistossa olevaan poikkeamalistaan. Tutkinnan yhteydessä merkintää ei kuitenkaan löydetty.

1.19 Käytetyt tutkintamenetelmät

Muoviin valettujen elektronisten sytytysyksiköiden tutkimisessa käytettiin röntgenkuvausta komponenttien fyysisen kunnon ja juotosten tutkimiseksi.

2 ANALYYSI

2.1 Käyntihäiriöt

Moottorin käyntihäiriöiden syynä olivat sytytys- ja polttoainejärjestelmässä olleet viat. Nämä ovat toisistaan riippumattomia järjestelmiä. Tutinnan aikana sytytysjärjestelmän molemmissa piireissä, A ja B, esiintyi häiriöitä. Mikäli häiriöt esiintyvät yhtä aikaa, moottori sammuu. Todennäköisyys, että kahden toisistaan riippumattoman sytytyspiirin vikaantuminen samassa moottorissa tapahtuu samaan aikaan, on erittäin pieni. Tutkimuksen aikana ajoittain esiintyneitä sytytyshäiriöitä ei saatu paikannettua varmuudella, jonka vuoksi koko sytytysjärjestelmä vaihdettiin toiseen toimivaksi tiedettyyn järjestelmään.

Polttoainejärjestelmässä on kaksi polttoainepumppua: sähkökäyttöinen pumppu ja mekaaninen, moottorin käyttämä pumppu. Sähköpumpun tehtävänä on varmistaa polttoaineen syöttö tilanteessa, jolloin mekaaninen pumppu on vikaantunut, sekä nopeuttaa polttoainehöyryn poistumista putkistosta. Tämä edellyttää, että sähköpumppu on valittu käyttöön ja että pumpun paine on lähes samansuuruinen kuin moottoripumpun paine. Tarkistuslistan mukaan pumppua tulee käyttää lentoonlähdön ja laskun aikana. Pumpua käytetään myös ennen käynnistystä.

Mekaanisen pumpun imuventtiili oli vikaantunut siten, että se ohivuoto oli vaihdellut suuresti. Mitä enemmän venttiili oli auki, sitä enemmän polttoainetta siirtyi takaisin imupuolen putkeen ja vähemmän kaasuttimille. Mikäli sähköpumppu on kytkettynä, sen tulisi pystyä siirtämään polttoainetta mekaanisen pumpun läpi kaasuttimille. Tämä kuitenkin edellyttää, että sähköpumpun paine on riittävän suuri. Kyseessä olevassa vikatapauksessa mekaaninen pumppu painoi polttoainetta sähköpumppua päin, koska sähköpumpun paine oli vain noin puolet mekaanisen pumpun paineesta. Sähköpumpun tehottomuuden aiheutti suuntaventtiilin puuttuminen pumpun ohivirtausputkesta. Suuntaventtiili oli korvattu suuttimella, jonka reiän halkaisija oli 2,3 mm. Suljettaessa letkupihdillä sähköpumpun ohivirtausputki paine kohosi mekaanisen pumpun paineen tasolle.

Polttoainejärjestelmässä oli merkittäviä eroavaisuuksia verrattuna moottorin valmistajan julkaisemaan järjestelmäkaavioon. Kaavio on samankaltainen kuin useissa tyyppihyväksytyissä lentokoneissa. Kolme havaittua eroavaisuutta heikentävät oleellisesti moottorin käyntivarmuutta. Siiviläverkon puuttuminen polttoainesäiliöstä lähtevän putken päästä mahdollistaa isojen roskien (puun lehdet, hyönteiset jne.) pääsyn polttoaineputkeen. Sähköisen pumpun ohivirtausputkessa oli halkaisijaltaan 2,3 mm suutin, jolla oli korvattu putkeen kuuluva suuntaventtiili. Suuntaventtiilin kautta polttoaine siirtyi painepuolelta imupuolelle. Paine oli sallitun alueen alarajalla. Kolmantena epäkohtana oli se, että moottoritilassa olevista polttoaineputkista ei ollut polttoainehöyryä poistavaa putkiyhteyttä polttoainesäiliöön. Tämän putken puuttuminen on mahdollisesti ollut vaikuttamassa siihen, että moottorissa oli esiintynyt käyntihäiriöitä lentojen alkuvaiheessa rullauksien aikana. Edellisen lennon lämpö oli höyrystänyt polttoaineen moottoritilan putkissa ja mekaanisessa pumpussa. Höyrystymisen vuoksi polttoaineen pinta kaasuttimissa oli laskeutunut liian alas ja moottori oli sammunut. Polttoainepumppujen huono teho on osaltaan hidastanut höyrynpoistoa putkistosta kaasuttimien kautta. Autobensiini, jota tässä lentokoneessa käytettiin, höyrystyy huomattavasti herkemmin kuin lentobensiini.

Mekaanisen polttoainepumpun imuventtiilivikaa ja sähköpumpun tehottomuutta voidaan pitää syynä pakkolaskuun johtaneeseen moottorin pysähtymisen ja rullauksien yhteydessä tapahtuneisiin sammumisiin. Koska pumppuvika on ollut ajoittainen ja eriasteinen, vikaa oli vaikea paikantaa. Tutkintaa vaikeutti oleellisesti myös se, että sytytysjärjestelmässä esiintyi ajoittaisia häiriöitä.

2.2 Elektronisen sytytysyksikön vikaantuminen

Suomessa on käytössä noin 500 elektronista sytytysyksikköä, joista osa on tyyppiyhväksytyissä lentokoneissa. Elektroninen sytytysjärjestelmä Rotax 912 -moottoreissa Suomessa on osoittautunut varsin luotettavaksi, mutta muutamia sytytysyksikön vikaantumisia on tapahtunut. Aikaisemmissa elektroniikkayksiköissä tapahtui johtimien murtumista kotelon rajapinnassa. Uudemmissa malleissa johdintyyppi on vaihdettu sekä johtimien tuentaa on parannettu.

Tutkinnan yhteydessä pyrittiin selvittämään missä määrin Suomessa on tapahtunut sytytysyksikön vikaantumisia. Vikojen määrää ei pystytty selvittämään, koska sytytyshäiriöistä, jotka eivät ole johtaneet pakkolaskuun, ei ole kattavaa tilastoa. Käydyissä keskusteluissa joidenkin käyttäjien kanssa on tullut ilmi muutamia tapauksia, joissa sytytysyksikkö on vikaantunut ja vaihdettu uuteen. Moottorin maahantuojaan kertoman mukaan heiltä on hankittu noin yhdeksän vuoden aikana noin viisi sytytysyksikköä. Tiedossa on, että uusia sytytysyksiköitä on hankittu myös muualta kuin moottorin maahantuojalta, joten kokonaismäärää ei pystytty selvittämään.

Lentomoottorissa, jossa on kaksoissytytysjärjestelmä, toisen sytytysjärjestelmän vikaantumista on vaikea havaita. Yleensä vika havaitaan ennen lento-olähtöä tehtävän sytytysjärjestelmien kokeilun yhteydessä. Mikäli häiriö on satunnainen, eikä ilmene juuri kokeilun aikana, vika voi jäädä huomaamatta. Lennolla häiriö ilmenee vain vähäisenä pyörimisnopeuden pienenemisenä.

2.3 Poikkeamista ilmoittaminen

Moottori oli pysähdellyt maassa jo aikaisemmin ennen pakkolaskua. Ensimmäisellä kerralla lentotoimintaa oli jatkettu välittömästi uudelleenkäynnistyksen jälkeen. Lennonopettaja oli pitänyt pysähtymistä joutokäyntiongelmiana, eikä näin ollen tehnyt mitään poikkeamamerkintää. Toisella kerralla lentotehtävä oli keskeytetty moottorin sammuttua maassa kolmesti. Ohjaaja oli kertomansa mukaan merkinnyt käyntihäiriöstä joko matkapäiväkirjaan tai erilliseen kerhon toimistossa olevaan poikkeamalistaan. Tutkinnan yhteydessä merkintää ei löydetty. Ohjaajan olisi tullut tehdä tapauksesta myös ilmailumääräyksen GEN M1-4 mukainen poikkeamailmoitus Liikenteen turvallisuusvirastolle Trafille. Tutkinnassa jäi epäselväksi, millä menetelmillä ja kenen toimesta lentokone oli arvioitu lentokuntoiseksi. On mahdollista, että lentokone oli koekäytetty joko varta vasten tai ainakin ennen seuraavaa lentoa. Todennäköisesti moottori oli siinä yhteydessä toiminut normaalisti.

Ilmailumääräys GEN M1-4 määrää poikkeamista ilmoittamisesta kohdassa 4.1 Pakollinen ilmoitus: *"Liikenteen turvallisuusvirastolle on tehtävä ilmoitus ilma-aluksen toimin-*

taan, huoltoon, korjaukseen, ja valmistukseen sekä lentopaikan toimintoihin ja lennonvarmennuspalveluihin liittyvistä vaaratilanteista, toiminnan keskeytyksistä, vioista, virheistä tai muista poikkeuksellisista tilanteista (poikkeamista), jotka vaarantavat, tai jos niihin ei puututa, vaarantaisivat ilma-aluksen taikka siinä olevien henkilöiden tai kenen tahansa muun henkilön turvallisuuden.”

Poikkeamista ilmoittaminen on lentoturvallisuuden kannalta erityisen tärkeää. Teknisen vian ollessa kysymyksessä poikkeamailmoitus käsittää kaksi eri raporttia. Ensimmäisenä tulee raportoida havaitusta häiriöstä lentokoneen omistajalle, huoltajalle ja seuraavalle ohjaajalle. Tärkeintä on estää lentokoneen käyttö ennen havaitun vian korjaamista. Vika, jonka ohjaaja mieltänyt niin vakavaksi, että keskeyttää lentotehtävän, tulee kirjata matkapäiväkirjan oikeanpuoleiselle aukeamalle sille varattuun paikkaan. Samalle sivulle tulee merkitä myös vian korjaus. Jos lentokoneella on useita käyttäjiä, kuten kerhoissa, havaittu vika on saatettava ehdottomasti myös muiden käyttäjien tietoon esimerkiksi ohjaamoon jätetyllä muistilapulla.

Ilmailumääräyksen GEN M1-4 mukainen poikkeamailmoitus on tärkeä lentoturvallisuuden työväline Liikenteen turvallisuusvirastolle ja Onnettomuustutkintakeskukselle. Kaikki ilmoitukset tilastoidaan, ja tilastoista nähdään esimerkiksi eri lentokonetyyppien, moottoreiden ja järjestelmien vikaantumismäärät ja niiden pohjalta voidaan ryhtyä tarvittaviin toimenpiteisiin.

3 JOHTOPÄÄTÖKSET

3.1 Toteamukset

1. Lennonopettajalla oli voimassa olevat lentotehtävään vaadittavat asiakirjat.
2. Lento-oppilaalla oli voimassa olevat lentotehtävään vaadittavat asiakirjat.
3. Lentokoneen rekisteröimistodistus ja lupa ilmailuun olivat voimassa.
4. Lento oli koulumatkalento Helsinki-Malmilta Hyvinkään lentopaikalle, jossa oli tarkoitus lentää laskuharjoituksia oppilaan ohjaamana.
5. Toisen laskukierroksen aikana myötätuuliosalla noin 160 m korkeudella moottorin pyörimisnopeus laski joutokäynnille, vaikka kaasuvipu oli matkalentotehoa vastavassa asennossa ja sammui noin 10 sekunnin kuluttua.
6. Lennonopettaja teki onnistuneen pakkolaskun pelloille.
7. Pakkolaskun jälkeen moottori käynnistyi normaalisti.
8. Mekaanisen polttoainepumpun imuventtiili oli vioittunut. Vika aiheutti ajoittaisen polttoaineen syöttöhäiriön kaasuttimille.
9. Lentokoneen polttoainejärjestelmän rakenne poikkesi merkittävästi moottorin valmistajan ohjeista.
10. Sähköisen polttoainepumpun paine oli pienin sallittu.
11. Sähköisen polttoainepumpun ohivirtausletkusta puuttui suuntaventtiili. Se oli korvattu pieniläpimittaisella suuttimella. Tällä rakenteella oli merkitystä alhaiseen polttoaineen paineeseen.
12. Koekäyttöjen yhteydessä havaittiin molemmissa elektronisissa sytytysyksiköissä ajoittaisia toimintahäiriöitä.
13. Yhden sytytysyksikön vikaantuminen ei aiheuta moottorin pysähtymistä eikä vikaantumista ole helppo havaita lennon aikana. Jos häiriö ilmenee samaan aikaan molemmissa sytytysyksiköissä, moottori sammuu.
14. Moottorivalmistajan sytytysyksiköille tekemässä sähköisessä pikatestissä B-sytytysyksikössä esiintyi kolmesta kokeilusta yhdessä toimintahäiriö. Lämpötestissä, joka kesti 26 tuntia, sytytysyksiköissä ei ilmennyt häiriöitä.
15. Moottorissa ennen pakkolaskua ilmenneistä käyntihäiriöistä ei ollut tehty GEN M1-4:n edellyttämää ilmoitusta.

16. Moottorin käyntijakso on 1500 h, mutta sille oli tehty AIR M8-4:n mukainen pidennystarkastus, jonka perusteella käyntiaikaa oli myönnetty 100 h lisää.

3.2 Tapahtuman syyt ja myötävaikuttaneet tekijät

Moottorin sammumisen syynä oli mekaanisen polttoainepumpun imuventtiilin vikaantuminen ja siitä seurannut polttoaineen syöttöhäiriö. Myötävaikuttavana tekijänä oli sähköpumpun alhainen polttoaineen paine.

Kummassakin sytytysjärjestelmässä ajoittain ilmenneet häiriöt eivät todennäköisesti ole olleet tässä tapauksessa moottorin sammumisen syynä.

4 TURVALLISUUSSUOSITUKSET

4.1 Toteutetut toimenpiteet

Tutkinnan aikana BRP-Powertrain (Rotax) on julkaissut tiedotteen lämmönmittausliuskan asentamiseksi sytytysyksiköihin. Tämän perusteella Liikenteen turvallisuusvirasto on julkaissut lentokelpoisuusmääräyksen M3151/13 25.2.2013, jossa lämmönmittausliuskat on asennettava kaikkiin tyyppihyväksymättömiin Rotax 912 -moottoreiden sytytysyksiköihin.

Tutkinnan aikana BRP-Powertrain (Rotax) on julkaissut moottorin huolto-ohjeen (versio 3/1.9.2012), jossa mekaaninen polttoainepumppu tulee vaihtaa viiden vuoden välein.

4.2 Turvallisuuksuosituksen

1. Monissa ultrakevyissä lentokoneissa polttoainejärjestelmä on rakennettu vastoin moottorivalmistajan ohjetta. Muun muassa nyt tutkitussa lentokonetyypissä polttoainesäiliöstä lähtevän polttoaineputken päästä puuttui siiviläverkko, polttoainehöyryn poistoputki ja sähköpumpun ohitusputkesta suuntaventtiili.

Onnettomuustutkintakeskus suosittaa, että Deutscher Aero Club e.V. (ultrakevyytlentokoneiden hyväksyntäorganisaatio Saksassa) kehottaisi lentokoneen valmistajaa noudattamaan polttoainejärjestelmiä rakentaessaan moottorinvalmistajan ohjeita ja suosituksia.

4.3 Muita huomioita ja ehdotuksia

Alennusvaihteella varustetun moottorin potkuri ei pyöri tuulimyllynä moottorin sammuttua lennolla. Tämän vuoksi on tärkeää yrittää käynnistää moottori käynnistinmoottorin avulla samoin kuin maassa. Jos moottori on lämmin, ei pidä käyttää rikastinta. Päähuomion on kuitenkin oltava pakkolaskun mahdollisimman turvallisessa suorituksessa.

Helsingissä 12.6.2013

Esko Lähteenmäki

Ismo Aaltonen

YHTEENVETO TUTKINTASELOSTUKSEN LOPULLISESTA LUONNOKSESTA SAADUISTA LAUSUNNOISTA:

Liikenteen turvallisuusvirasto

Liikenteen turvallisuusvirastolla ei ollut lausuttavaa tutkintaselostuksen lopulliseen luonnokseen.

Suomen Ilmailuliitto ry

Suomen Ilmailuliitto ry toteaa tämänkaltaisten teknisten tutkimusten olevan ennen kaikkea lento-turvallisuutta edistävää toimintaa, josta saatava hyöty on merkittävä.

Moottorin valmistaja, BRP-Powertrain (Rotax)

Tutkintaselostuksen luonnoksessa suositettiin BRP-Powertrain -yhtiötä valmistamaan sytytysyksiköiden vikaantumisilmaisoin. Yhtiön mukaan tällainen varoitusjärjestelmä voi heikentää koko sähköjärjestelmän luotettavuutta. Lisäksi yhtiö ei katsonut järjestelmää tarpeelliseksi, koska moottorissa on kaksoissytytysjärjestelmä ja yhtäaikainen vikaantuminen on hyvin epätodennäköistä. Sytytysjärjestelmän toiminta tulee tarkastaa ennen jokaista lentoa.

Moottorin valmistajan lausunnon perusteella suositus poistettiin.

Lentokoneen valmistaja, Comco Ikarus GmbH

Lentokoneen valmistaja ei kommentoinut tutkintaselostuksen luonnosta.