

Lühikirjeldus

Esmaspäeval, 10.veebruaril 2003.aastal kell 19.42 kohaliku aja järgi (17.42 UTC) toimus inimohvritega lennuõnnetus postiveolendu ENI0827 Tallinn - Helsingi sooritava lennukiga An-28 ES-NOY.

Stardil Tallinna lennujaama lennurajalt 08 kaotas lennuk juhitavuse vahetult peale maast eraldumist toimunud parema mootori ülesütlemise järel, kaldus stardisuunast paremale ja põrkus maaga paarisaja meetri kaugusel lennurajast.

Pardal olnud kolmest inimesest hukkusid mõlemad piloodid ja hooldusmehhaanikust saatja sai raskeid kehavigastusi.

Lennuk purunes ja muutus taastamiskõlbmatuks.

Lennuõnnetusest teatati lennujaama peadispetšeri poolt telefonitsi lennuõnnetuste uurimise osakonnale, kelle poolt edastati täpsustatud teade hiljem Ukraina (lennuki konstrueerijamaa) ja Poola (lennuki tootjamaa) vastavatele volitatud ametkondadele ning Rahvusvahelisele Tsiviillennunduse Organisatsioonile (ICAO).

Lennuõnnetuse uurimiseks moodustati 11.veebruaril 2003.a majandus- ja kommunikatsiooniministri käskkirjaga nr 46 uurimiskomisjon järgmises koosseisus:

komisjoni esimees

Andres Tint Majandus- ja Kommunikatsiooniministeeriumi asekancler;

komisjoni liikmed:

Tõnu Ader Majandus- ja Kommunikatsiooniministeeriumi lennuõnnetuste uurimise osakonna juhataja;

Jaan Milvek Majandus- ja Kommunikatsiooniministeeriumi lennuõnnetuste uurimise osakonna peaspetsialist;

Aadu Lee Lennuameti peadirektori asetäitja;

Margus Keerman Lennuameti lennundustehnika osakonna juhataja;

Tanel Kulbas Lennuliiklusteeninduse AS lennujuhtimisosakonna juhataja asetäitja.

Uurimiskomisjon alustas tööd 10. 02. 2003. a;

Uurimiskomisjoni lõpparuanne esitati 12. 09. 2003. a.

1. FAKTILINE INFORMATSIOON

1.1. Lennu ja sellele järgnevate sündmuste kulgemine

1.1.1. Lennu kulgemine

Kell 19.32 (17.32 UTC) alustas lennuki An-28 ES-NOY meeskond mootorite käivitamist ja kell 19.35.52 ruleerimist Tallinna lennujaama perrooni seisuplatsilt nr 19 postiveolennule Helsingisse (EFHK). Lennuki pardal oli 3 inimest, neist kaks pilooti ja üks lennuki hooldusmehhaanik. Viimane istus vasakpoolsel istmel kahest salongi esiosasse jäetud reisijaistmest. Vastavalt kabiinikõnede salvestuses registreeritud enne mootorite käivitamist toimunud lennueelsele briifingule oli lennul piloteerivaks piloodiks kaptenina stažeeriv vasakul piloodiistmel istuv piloot. Sidet pidavaks ja jälgivaks piloodiks oli paremal istmel istuv An-28 tüübiõpetaja pädevusega lennuõpetaja. Briifingul märgiti, et mootori ülesütlemisel stardil kuni kiiruseni 120 km/h, katkestatakse start, kuid kiirusel üle 120 km/h jätkatakse starti ja tullakse vajadusel maanduma vastaskursil. Lennukile oli väljalennule eelneva tunni jooksul laaditud 514 kg posti, milleks olid elektroonikaaparatuuri plastmassist koostisosad.

Mootorite käivitamist alustati paremast mootorist peale kontrollkaardi vastava osa täitmist.

Mõlema mootori käivitusel mingeid häireid märgata ei olnud. Parema mootori maksimaalne temperatuur (kompressori turbiini taga) käivitamisel oli kabiinikõnede salvestuse kohaselt 60°C võrra kõrgem kui vasakul mootoril (540° vs 480°C; maksimaalne lubatud 620°C). Sooritanud lennuki kontroll-kaardis sätestatud tegevused ja kontrollid, ruleeris meeskond vastavalt Tallinna lähilennuliiklusüksuse lennujuhilt saadud ruleerimisloale ruleerimistee C kaudu raja 08 ootejoonele. Ruleerimisel sai meeskond Tornilennujuhilt marsruudiloo, kus neid lubati sooritada lend Helsingisse lennutasandil FL90, algselt otse kuni kõrguseni 2200 jalga, misjärel suunduda otse kontrollpunkti BALTI ja transponderi koodi 6520. Meeskond luges loa korrektselt tagasi.

Kell 19.38.32 jõudis lennuk raja 08 ootejoonele ja sai lennujuhilt loa joonduda rajale 08 ning loa startida, kui ollakse selleks valmis. Lennujuht edastas ka tuuleandmed lennurajal (200° 5KT) ning meeskond jätkas ruleerimist rajale 08.

Pärast joondumist lennurajale 08 kell 19.38.56 alustas meeskond viimaseid stardieelseid tegevusi ja kontrollid, mille käigus kontrolliti ka mootorite tööd (vaata lisa 2).

Kell 19.40.54 andis piloteeriv piloot käskluse alustada starti nominaalrežiimil ja alustas aeglaselt mootorite juhthoobade ettelükkamist võimsuse tõstmiseks ning vabastas 15 sekundi pärast rataste pidurid. Lennuõpetaja seadis mootorite juhthoovad nominaalrežiimile (pardaregistraatori andmetel vasak 87,5° ja parem 87,7°, mootorite stardirežiimi automaatne flügeerumisautomaatika ei olnud töövalmis) ja kandis kell 19.41.13 (kiirusel 50 km/h) piloteerivale piloodile ette, et nominaalrežiim on seatud ja kiirus kasvab.

Lennuki kiirendus ja maast eraldumine toimusid tavapäraselt, kusjuures lennuõpetaja luges 3 sekundi jooksul piloteerivale piloodile ette kiirusi (90, 100, 110, 120 km/h) ja siis 1,5 sekundi jooksul andis teated stardi jätkamise otsustuseks ja ninaratta tõstmiseks (“Рубеж, Подъем”).

Sellest hetkest ei järgnenud lennu lõpuni enam mingeid meeskonna poolt lausunud kommentaare ega käsklusi peale ühe lühikese arusaamatu hüüatuse umbes sekund enne salvestuse katkemist.

Kõrgustüüri võtmist lennuki nina tõstmiseks alustati kiirusel 130 km/h ja lennuk eraldus maast kiirusel umbes 150 km/h.

4 sekundit pärast maast eraldumist kõrgusel 12 m ja kiirusel 170 km/h kostusid kabiinikõnede salvestustest mingid raksatud kestvusega 0,5 sek, mille jooksul registreeris pardasalvesti lühiajaliselt (on üks märge registreerimisintervalli 0,9 s juures) parema mootori ohtliku vibratsiooni ja parem mootor seati momentaalselt maapealse tühikäigu režiimile.

Sekund hiljem seati aktiivselt (vähem kui poole sekundi jooksul) ka vasaku mootori juhthoob asendisse 50° ИП33 järgi st mootori tühikäigule lennul ja vasaku mootori mõlema turbiini pöörded hakkasid langema. Mootori juhthoob oli sellises asendis umbes 2 sekundit ja selle aja jooksul langesid mootori turbokompressori pöörded kuni 68%-ni ja vabaturbiini pöörded 82%-ni.

Sellel järgnes aktiivne vasema mootori juhthoova liikumine lõpuni ette, mis vastab ИП33 asendile 111,5°, st maksimaalsele režiimile.

Peale raksatust langesid 2 sekundi jooksul parema mootori turbokompressori pöörded 56% võrra (86% kuni 30%), vabaturbiini (propelleri) pöörded 59% võrra (90% kuni 31%), lennukiirus 40 km/h võrra (172 km/h kuni 132 km/h), lennukõrgus jätkas alguses kasvu kuni 16m ja siis langes 2 m võrra (16 m kuni 14 m), lennuk kaldus paremale tiivale 15° ja lennuki kurss suurenes (lennuk pöördus paremale) 35° võrra.

Samal ajal on registreeritud lennuandmetest näha tüüride liikumine. Kui umbes sekund enne mootoririket oli pöördetüüre kallutatud mõne kraadi võrra paremale, siis vahetult pärast raksatust on näha pöördetüüride väljalöökk mõnevõrra vasakule umbes 0,25 s jooksul ja seejärel on jälgitav umbes ühe sekundi jooksul pöördetüüride peaaegu täielik väljalöökk paremale. Seejärel muutub pöördetüüride asend uuesti ja need jäävad lennu lõpuni kõikuma maksimaalse vasaku väljalöögi ja neutraalasendi vahele.

Kaldetüüre kallutati meeskonna poolt mootori rikke hetkest alates kuni maaga kokkupõrkeni parema kalde kompenseerimiseks so vasakule. Kaldetüürid olid selles asendis (praktiliselt lõpuni antud asendis, parem eleroon umbes 17° alla) pidevalt, ainult et vahepeal (hetkel kui parema propelleri pöörded on nullilähedased) vähendati kaldetüüride väljalööki umbes üheks sekundiks 8°-10°-ni.

Lennuki asend stabiliseerus umbes 5–ks sekundiks, mille jooksul kõrgus kahanes umbes 5 meetrini ja lennukiirust säilitati vahemikus 122-130 km/h.

Samal ajal hakkas lennuki parem kalle järsult suurenema, lennukiirus langes alla 120 km/h ja olles ületanud lennuvälja lõunast piirava betoonist piirdetara pörkus lennuk maaga.

Esmalt puudutas maad parema tiiva ots (lennuk oli sel hetkel 60° kaldes paremale) ja murdus mõne meetri ulatuses tiiva otsast. Järgnevalt pörkusid peaaegu üheaegselt maaga lennuki ninaosa ja parem mootor. Selles kokkupõrke faasis said tugevaid purustusi lennuki ninaosa ja piloodikabiin ning selle käigus eraldus lennukist parema mootori propeller koos oma reduktoriga.

Lennuk jätkas liikumist rulludes “hundiratta” kombel üle nina ja vasaku mootori ja vasaku tiiva.

Seejärel takerdus vasak tiib kasvavatesse kuuskedesse ja kaskedesse ning tingituna nende murdmisel tekkinud takerdumisest tulenevast ümber lennuki pikitelje suunatud momendist

pöördus ning lõpuks peatus sellises asendis, millises see oli sündmuskohal, st toetudes ninaga vastu maad umbes 70° nurga all ja olles suunaga põhja poole.

Kuigi vasaku tiiva kütusepaak purunes ja lennukipetrootool voolas lumele, tulekahju ei tekkinud.

Lennuki liikumahakkamisest stardi alguses kuni maaga pörkumiseni kulus 28 sekundit, lennuk viibis õhus 14 sekundit.

1.1.2. Järgnevad sündmused

Lennujuht nägi lennuki starti ja isegi kuulis ebatavalisi helisid starti sooritavalt lennukilt ning märkas lennuki kaldumist lennurajalt paremale, lennujuhtimiskeskuse poole.

Pärast lennuki kadumist vaatevälja piiravate puude tahta kuulutas lennujuht välja häire.

Lennuvälja päästeteenistus sõitis küll kohe välja lennurajale, kuid nad kaotasid mõned minutid aega lennukit otsides, kuna nad ei olnud saanud lennuki kukkumispäiga täpseid koordinaate. Ka kulus neil aega värava avamiseks lennuvälja territooriumilt väljasõiduks.

Lennuki kukkumispäigale jõudes viidi läbi hargnemine kustutamiseks, kuna oli tõsine põlenguoht lekkinud lennukikütusest ja siis hakati lennukisolnuid päästma.

selleks ajaks oli lennuki pörkumisest maaga kulunud aega umbes 11 minutit.

1.1.3. Õhusõiduki lennuks ettevalmistamine ja hooldus

Lennuk ei olnud õnnetusele eelneval perioodil lennanud 38 päeva. Viimane õnnetusele eelnenud lend oli toimunud marsruudil Helsinki (EFHK) –Tallinn 3. jaanuaril 2003.aastal. Hooldusteenistuse andmeil oli lennuk pärast seda jäänud ootama plaanilist hooldust Φ -1 ning pärast selle sooritamist 20-23. jaanuarini oli lennuk seisnud ning mingeid töid sellel ei sooritatud kuni 10. veebruarini 2003.a. Lennuõnnetusega lõppenud päeval oli lennukil teostatud hooldus A1 so lennuks ettevalmistuse mahus ja selle käigus mingeid kõrvalekaldeid normidest ei ilmnunud.

1.2. Kehavigastused

Vasakul istmel istunud piloot suri vahetult kokkupõrkel; paremal istmel istunud piloot suri vahetult pärast kabiinist välja võtmist; salongis istunud mehaanik sai raskeid vigastusi, kuid säilitas meeltetaju ja võttis oma mobiiltelefonilt vahetult pärast lennuki peatumist ühendust ettevõtte hooldusteenistusega ja teatas õnnetusest väites, et parem mootor plahvatas. Kohalejõudnud päästemeeskond evakueeris ta purustades selleks reisijatesalongi vasaku esiakna.

1.3. Õhusõiduki vigastused

Õhusõiduki kõik konstruktsiooniosad ja mootorid said tõsiselt vigastada ja lennuk ei kuulu taastamisele.

Lennukis olnud kaup sai väga vähe kannatada ja anti omanikule üle järgmisel päeval pärast õnnetust.

Pärast uurimiseks vajaliku vajalike andmete kogumist võeti täiendavaks ekspertiisiks uurija poolt hoiule lennuki parem mootor ja mõned lennukikabiini paneelid ja ülejäänud lennukivrakk anti ettevõttele vastutavale hoiule.

1.4. Teised vigastused

Vigastada said mõned kukkumiskohas kasvanud kuused ja lehtpuud.

Keskkonnasaastatus lennukipetroolist oli minimaalne, kuna kütusekogus lennukis ei olnud kuigi suur (umbes 1000kg), sellest osa jäi paakidesse ja tühjendati lennuvälja päästeteenistuse poolt.

1.5. Personali andmed

Kapten-lennuõpetaja

Nimi:

Vanus: 44 aastat

Sugu: mees

Lennundusloa tüüp: liinipiloodiluba (ATPL)

Pädevusmärked: mitmemootorilised maalennukid

An-72/74 kapten aastast 1998; IFR M 1

An-28 kapten aastast 2000, kapten -tüübiõpetaja detsembrist 2002.

Lennutunnid:

antud lennukitüübil: 510t. 54min

kõikidel lennukitüüpidel: 10856t. 38 min

Kaptenil ei olnud läbitud mingitki kaasaegset meeskonna koostöö (CRM) kursust.

Lennuki An-28 tüübi lennuõpetajaks saamiseks oli ta läbinud lennuõpetajate algväljaõppe kursuse Lennunduse uuringute ja meetodika instituudis (LIMI-Sankt Peterburgi Lennundusakadeemias) perioodil 14.-24. august 2002.a. Selle kursuse läbimise kohta oli välja antud tunnistus nr 239. Lennuõpetaja pädevuse saamiseks sooritas piloot arvestuslennu 02. detsembril 2002. a. Piloodina oli kaptenil tema piloteerimisoskusi tundvate pilootide seas hea maine.

Kapten-stažöör

Nimi:

Vanus: 39 aastat

Sugu: mees

Lennundusloa tüüp: liinipiloodiluba (ATPL)

Lennutunde:

antud lennukitüübil 475t. 36min

kõikidel lennukitüüpidel 2827t. 31 min

1.6. Andmed õhusõiduki kohta

1.6.1 Õhusõiduki üldandmed

An-28 on kahe turbopropellermootoriga, ninarattaga, mittesissetõmmatava telikuga, toetatud ülatiivaga, kahe kiiluga, 2 piloodi- ja 17 reisijakohaga universaalne kohalike liinide lennuk. Maksimaalne konstrueerija poolt lubatud lennukaal on 6500 kg. Tavavarustusega lennukil puudub autopiloot. Lennukil on instrumentaallennuvarustus ja lennuk võib sooritada lende

tugevates jäätumistingimustes õhutemperatuuril mitte alla -20°C. Lennuki maksimaalne lubatud külgtuule komponent (90°) maandumisel on 10 m/s. Lennuk on varustatud interseptoritega, mis peavad kompenseerima asümmeetrilisest tõmbest tingitud kalde- ja pöördemomenti ühe mootori ülesütlemisel.

Riigi registreerimistunnus:	ES-NOY
Omanik ja käitaja:	AS ENIMEX
Valmistaja:	Mieleci lennukitehas (Poola)
Õhusõiduki tüüp:	An-28 (Antonov-28)
Valmistamise aasta:	1989
Seeria number:	1AI006-04
Lennukõlblikkustunnistuse kehtivus:	kuni 18.04.2003
Õhusõiduki üldlennuaeg kokku:	1428 tundi
Maandumismiinimum:	I cat ICAO

Voyage Reporti andmetel oli lennuki lennukaal 5763 kg ja raskuskese 26% lubatud vahemiku 22% kuni 33% juures ning orienteeruvad arvutused kinnitavad neid Voyage Reporti andmeid.

Parem mootor ТВД 10Б, seeria 2, nr K029001067, toodetud Poolas 19. juunil 1990. a.

1.6.2 Õhusõiduki hoolduse korraldamine ja seisukord

1.6.2.1 Õhusõiduki soetamisega kaasnenud hooldustööd

Õhusõiduk oli lisaks siis juba 3-le olemasolevale An-28 ja 5-le An-72 tüüpi õhusõidukile soetatud Vene Föderatsioonist Põhja-Kaukaasia Tsiviillennundusvalitsusest 2001. aastal käitamiseks kohalikel liinilendudel ja lähiregiooni kaubalendudel ning 22. mail 2001 esitati Lennuametile taotlus õhusõiduki kandmiseks riiklikusse tsiviilõhusõidukite registrisse.

Lennukit oli eelnevalt käitatud Mahachkalas (Dagestanis) ja vastavalt 17.05 2001. a sooritatud lennuki ülevaatusprotokollile oli suurima mahuga hooldus F3 sooritatud 02.02.2001.a.

Lennuki mõlemas mootoris oli kasutusel mootori originaalõli MC-4,5, mis oli tangitud mootoritesse nende tööea pikendamisel lennuki hooldustööde Φ-3 (1200 tundi) käigus. Lennukile ES-NOY paigaldatud parema mootori tööaeg oli 725 tundi 09 minutit.

Lennuki testlend pärast pikemaajalist seismist ja mõlema mootori vahetust oli sooritatud 5. aprillil 2001. aastal ilma mingite märkusteta.

Lennuki tööiga (ressurssi) oli Poola Mieleci tehase poolt (PTR-4/172/2001 12.06.2001.a) pikendatud tehnilise seisukorra ja esitatud dokumentatsiooni alusel tehnilisele seisukorrale vastavalt kuni 3000+10% lennutunnini ja 3000+10% maandumiseni vastavalt bulletäänile E/021.01/96, kusjuures mootorite propellerite tööiga pidid pikendama nende tootjad.

Lennuki viimane lennukõlblikkuse pikendamine Lennuameti poolt oli toimunud 18. aprillil 2002.a ja ülevaatusprotokollis oli sel ajal parema mootori tööajaks märgitud 1005 tundi. Ülevaatusprotokollis olid märged lubatud lennutegevustest: VFR, IFR, erilennud, pilvelend, öölend ja lennud nõrkades jäätumistingimustes. Lennud jäätumistingimustes (Known Icing) ei olnud märgitud.

1.6.2.2 Lennuõnnetusele vahetult eelnenud hooldustööd

Lennuõnnetusele eelnevat postiveolendu sooritades oli lennuk jäänud tehnilise rikke tõttu kolmeks päevaks Helsingisse ja teise lennukiga viidi Helsingisse mingi varuosa. Rikke avastanud meeskonnaks olid samad piloodid, kes hukkusid lennuõnnetuses. Lennuki pardapäevikus meeskonna ega hoolduspersonali poolt mingit märget selle kohta tehtud ei ole.

Vantaa lennuväljal registreeritud madalaim temperatuur rikke avastamisele eelnenud ööl oli $-24,9^{\circ}\text{C}$. Lennuki mootoreid enne käivitamist ei soojendatud.

Ettevõttes õhusõidukite rikete registreerimiseks ja nende kõrvaldamiseks astunud sammude registreerimiseks sisseseatud mitteametlikus päevikus oli 31.12.2003 kuupäevaga tehtud meeskonnapoolsete märkuste ja rikete veergu järgmine sissekanne: “Pärast parema mootori flügeerimist ei tulnud propeller flügeerimisasendist välja. Flügeeritud asendist väljatoomiseks nupule vajutades propeller flügeerub.”

Vastaslehekülje veerus “Põhjus. Kõrvaldamise meetod” oli märgitud:

“Põhjus oli P-24 AH juhtsiibri (zolotnik) kinnijäämine flügeerimisasendis. Välja vahetatud P-24 AH. Töö kontrollitud, märkused puuduvad.” ja allkiri.

Järgmine märkus oli 20.01.2003: “Parema mootori käivitamisel puudub propelleri turbiinil õlirõhk näidiku järgi” ja sellele vastav sissekanne: “Avastatud õlipumba veovõlli purunemine purunemislüli kohalt. Pump vahetatud. Kontrollitud magnetkorgid flügeerimispaagis ja lennukiagregaatide BY Puhtad. Kontrollitud pumba tööd töötava mootoriga. Parameetrid vastavad tehnilistele normidele”.

Lennuki mootori hoolduspäevikus (formularis) viimasele vastav 23.01.2003 kanne nr 7 õlipumba väljavahetamisest, kusjuures ei ole märgitud õlipumpade numbreid, vaid mõlemal juhul on kirjutatud lennuki seeria numbrid.

Ja lisaks kanne nr 8 õlivahetuse kohta 23.01.2003.a.

Uurimiskomisjoni liikmetele suuliselt antud selgitustes väitsid lennuki hoolduse eest vastutavad isikud, et lennuki Helsingisse jäämise põhjuseks oli lennuki paremal mootoril avastatud rike. Nimelt oli madalatest õhutemperatuuridest tekkinud tõrge lennuki parema mootori flügeerimisel ja seetõttu tuli lennuki mootoril vahetada pöörete regulaator ning hiljem vahetada mootori liialt viskoosne originaalõli CM 4,5 vedelama AEROSHELL Turbine Oil 750 vastu. Vantaa lennuväljal registreeritud madalaim temperatuur rikke avastamisele eelnenud ööl oli $-24,9^{\circ}\text{C}$ (kell 22.20 kuni 23.20 UTC) ja kuni lennuki käivitamiseni väljalennuks püsis õhutemperatuur -24°C piires.

Õlimargi vahetuse tingis ka mootori originaalõli varude lõppemine ettevõttes ja vajadus ühtlustada kõigil samatüübilistel lennukitel kasutatav mootoriõli mark. Enne õlivahetust kasutati mootoritesse täiendava õli lisamisel lennuki müüja poolt kanistriga kaasaantud seguõli kogust, millel puudus mingigi pass või sertifikaat. Mootori õlivahetus pidi vastavalt hooldusprogrammile toimuma 400 töötundi järel ja lähtudes mootori tööajast viimasel õlivahetusel oli mootori õli kasutamise ressurss ületatud umbes 30 tunni võrra.

Viimane suurem tehnohooldus $\Phi-1$ (so 200 lennutunni järgne korriline hooldus) enne õnnetuslendu teostati 20. kuni 23. jaanuarini 2003.a. Hoolduse eest vastutavate isikute kinnitusel mingit muud põhjust hoolduse korraldamiseks ei olnud ja õlivahetus otsustati ühitada suuremahulise hooldusega. Hoolduse käigus sooritatud parema mootori käivitamisel ilmnes aga vabaturbiini laagrite õlitust tagava õlipumba MHP-10 veovõlli purunemine. Samas on millegi pärast kolm päeva enne planeeritud hooldust (17.01.2003.a) juba varuosade laost võetud vastav õlipump MHP-10 nr K86F015, mis paigaldati lennuki ES-NOY paremale mootorile (vaata lisa 6, õlipumba pass).

Lennuki ES-NOY vasakul mootoril on vastavalt töökäsule 380A 09.12.2002.a vahetatud kütusepump 702B, kuid vasaku mootori hoolduspäevikus ei ole mingitki märkust ei rikkele ega ka pumba vahetusele (vaata lisa 6, töökäsk 380A).

Eelmainitud juhtumid ja lisaks ka pärast lennuõnnetust lennuki kabiinist leitud juba ette allkirjastatud ja märkuste puudumist konstateeriv aruandeleht (vaata lisa 6 БЕДИМОСТЬ 10.02.03) liinihoolduse sooritamise kohta 10.02.2003. a planeeritud maandumiskohas Helsingis juhivad tähelepanu ilmsetele vajakajäämistele hooldustööde korraldamisel ja registreerimisel.

Lennukite An-28 hoolduskäsiraamatud (PTЭ) on küll komplekteeritud, kuid hooldustegevust käsitlevad muudatusi ei ole sisse viidud kümne aasta jooksul.

Lennuki kaalumistunnistus on lennukitehasest selle väljalaskmisel aastast 1989 ja ilmselt ei arvesta kõiki õhusõiduki varustuses tehtud muudatusi. 17.mail 2001.aastal koostatud lennuki ülevaatusprotokollis (vastavalt bulletänile E/010.01/92) olid lennukile lisaks standardsele varustusele pandud navigatsioonisüsteem KN-53 (VOR/LOC/GS), transponder KT76A, ilmaradar RDR-130, magnetofon P-503, GPS Garmin, dessanteerimise signalisatsioon.

Ka lennuandmete pardasalvesti taatlemisgraafikuid ei olnud uuendatud ja seetõttu tuli uurimisel lähtuda 1989 aastal tehtud taatlusest.

1.6.2.3 Lennuki ES-NOY paremal mootoril sooritatud tööd

Enne lennukiga toimunud lennuõnnetust 10.02.2003 olid lennuki paremal mootoril (ТВД-10B s/n 029001067) läbi viidud järgnevad hooldustööd ja defektide kõrvaldamised:

- 1) 05.12.2000 - mootor paigaldatud;
- 2) 12.10.2002 - viimane mootori ja selle agregaatide kalendaarse ressursi pikendamine kuni 12.10.2003 või kuni 1335-e lennutunnini vastavalt teostatud programmile nr.10Б.00.030ПМ62.128 ja selle kohta koostatud akti nr.11 alusel (15.10 2002);
- 3) 08.12.2002 – vahetatud ja paigaldatud kütuse pump-regulaator 702B nr.23450103. Põhjuseks rike. Paigaldatud kütuse pump-regulaatoril on AS Enimex'i poolt 10.09.2001 välja antud pass, mille alusdokumendid on teadmata;
- 4) 03.01.2003 – vahetatud ja paigaldatud propelleri pöörete regulaator P24AH nr.Б04912. Põhjuseks regulaatori flüügerklapi (zolotnik) kinnijäämine flüügerimise asendis. Defekt on kirjeldatud defektide kaustikus pealkirjaga “ES-NOY” ja dokumendis “Voyage Report” on lihtsalt märkus defekt, kuid pardažurnaalis on defekt märkimata;
- 5) 03.01.2003 – mootori formularis (hoolduspäevikus) peatükis VIII (lk.38) märgitud mootori kontrollimisel saadud parameetritest on näitamata jäetud vibrokiirused turbokompressoril ja vabaturbiinil ning mootori juhtkangi asend kraadides, kusjuures varasematel kontrollidel on kõik vastavad lahtrid korralikult täidetud.
Hoolduse eest vastutavad isikud eeldasid, et tegu võis olla formulari täitja poolse unustamisega.
- 6) 23.01.2003 – teostatud suuremahuline hooldus Φ-1 (200) töökäsu C-02 alusel, mille käigus vahetati lisatööna seni kasutatud õlimark MC-4,5 lääne päritolu vedelama õlimargi AEROSHELL vastu (märke mootori formularis. Sama kuupäevaga on vahetatud ja paigaldatud õlipump MHP-10 nr.K86Φ015, millel on AS-i Enimex poolt 14.09.2000 välja antud pass, millest ei selgu väljaandmise alusdokumendid. Passis on mäрге, et pump on paigaldatud ES-NOY paremale mootorile, kuid puudub mootori seeria number. Mootori formularis on paigaldatud õlipumba numbri asemel kirjutatud mootori number. Mitteametlikus defektide kaustikus on õlipumba vahetamise põhjuseks pumba ülekandevõlli purunemine, mis ilmnas käivitamisel, kui puudus õlirõhk T_B. Defekt on märkimata pardažurnaalis.
Mootori formularis lk.403 on mootori seisukorda hinnatud aastatel 2001- 2002 heaks, kuid 23.01.2003 on hinnang rahuldav.

1.6.2.4 Lennuki parema mootori tööaeg

Lennuki parem mootor oli valmistatud Poolas 24.05.1990.a. Mootori ressurss (lubatud tööiga) esimese remondini on 1000 tundi ja kalendaarne ressurss 6 aastat. Lennuki mootorite ressurssi kuni esimese remondini oli pikendatud 4 korda. Neist esimene pikendus oli toimunud Mahachkalas ja selle kohta oli parema mootori hoolduspäevikusse tehtud kanne, et mootor on ettevalmistatud erilennu sooritamiseks (ilmselt ülelennuks Mahachkalast Tallinna) ja mootori tööiga oli pikendatud kuni 740 töötunnini ja kalendaarset tööiga kuni 20. veebruarini 2001.a. Viimase pikenduse käigus 12.oktoobril 2002. a oli ühest Omski mootoritehase (OAO OMKБ) esindajast ja kahest käitava ettevõtte (AS Enimex) esindajast koosnev komisjon pikendanud mootorite ressursse tehnilisele seisukorrale vastavalt vasakul mootoril 14-lt aastalt 15-ne aastani ja 1760 töötunnilt 2000 töötunnini ning paremal mootoril 12-lt aastalt 13-ne aastani ja 1095-lt töötunnilt 1335 töötunnini (so 240 tunni võrra) ja hinnanud mootorite seisukorra rahuldavaks. Vastav akt nr 11 on kinnitatud 14.10.2002.a käitaja ja 15.10.2002.a Omski mootoritehase poolt.

Mootori tööea pikendamise aktile nr 11 lisatud 24 punkti sisaldavas tehtud tööde protokollis mõlema mootori kohta selgub, et protokoll punkt nr 13 on täitmata, kuna mootorist jäi õliproov võtmata ja mootoriõli vastavust normidele ei ole kontrollitud ning märkuste lahtrisse on kirjutatud "Ei teostatud" (vaata lisa 6 akt nr 11). Ka eelnevatel mootori tööea pikendamistel ei ole mootoriõli nõuetele vastavust hinnatud (vaata lisa 6 aktid nr 9 ja 10).

1.7. Ilma andmed

Ilm Tallinnas kell 19.20 kohaliku aja järgi tuul 210° 4 sõlme, nähtavus 6000 m, kerge lumesadu, täispilvisus 600 jalga, õhutemperatuur -4°C ja kastetäpp -4°C, õhurõhk 1031 hPa. Torni lennujuhi poolt meeskonnale stardiloo andmisel edastatud tuul oli 200° 5 sõlme.

Meeskonna kasutuses olnud prognoosikeskuse ilmakaardi alusel kujundas ilma loodes paikneva madalrõhkkonna ääreala, turbulentsi ja jäätumist ei prognoositud ja ilm marsruudil oli lennuks sobiv.

1.8. Navigatsiooniseadmed

Lennu kulgemisele mõju ei avaldanud.

1.9. Side

Õnnetusele eelnevalt peeti sidet Tallinn Torni lennujuhtimisüksusega sagedusel 120,6 MHz inglise keeles. Side kvaliteet oli hea ja side sündmuse arengule mõju ei avaldanud.

1.10. Andmed lennuvälja kohta

Tallinna lennuväli asetseb Tallinna piirides, linna keskusest 4 km kaugusel. Lennuväljal on üks asfaltbetoonkattega lennurada 08-26 (84°-264°M) mõõtmetega 3070x45 m. Rajast lõunas on ohutusriba 3190 X 120 (90) m, millest omakorda lõunapoole jääb (kuid kohati ka siseneb mõnevõrra ohutusribasse) betoonist lennuvälja piirdetara kõrgusega 2,5 m, mida on umbes 1 m võrra kõrgendatud okastraadiga. Piirdetaral olid süüdatud üksteisest 300 meetri kaugusel olevad punased takistust tähistavad elektrilaternad.

1.11. Lennuparameetrite registraatorid

Lennuandmete pardaregistraator BUR-1-2A ja pardakõnede registraator MS-61 olid töökorras ning õnnetuses vigastusi ei saanud. Pardakõnede registraator MS-61 salvestab vaid

lennukiroolidel asetsevate raadio- ja siseside lülitite vajutusel piloodi kõrvaklappide mikrofoni poolt vastuvõetud helisid ja sellele lisaks ka hoiatustabloo helisignaali. Salvestid demonteeriti lennuki vrakist, andmed loeti Moskvast Riikidevahelises Lennunduskomitees (MAK), kanti nii paber kandjale kui ka arvuti CD-le. Salvestuste kvaliteet oli hea ja neid kasutatakse õnnetuse uurimisel. Andmete töötlemise käigus kõrvaldati süstemaatilised ja juhuslikud signaalihäired (vaata lisa 1 БУР-1-2А). Õnnetusse sattunud lennuki ES-NOY salvestustest oli BUR-1-2A kassetil salvestus õnnetusega lõppenud lennust ja ka hoolduspersonali poolt sooritatud käivitusest samal päeval. Hoolduseks sooritatud käivituse ajal oli pardasalvesti käivitunud automaatselt, kuna pardaregistraator lülitub sisse juba ühe mootori käivitumisel. Mootorite proovimise ajal oli pardaregistraator paar korda välja lülitatud. Lennuki ES-NOY eelnevate lendude andmed olid mingil teisel pardasalvesti kassetil, mis oli 200 tunni hoolduse juures lennukist hoolduse tarvis demonteeritud ja seetõttu ei olnud uurimiskomisjonil võimalik lennuki mootorite eelneva töö kohta informatsiooni saada.

Olemasolevaid andmeid analüüsiti sõltumatult nii uurimiskomisjoni kui MAK-i ekspertide poolt.

1.12. Õhusõiduki ja sündmuskoha ülevaatus tulemused

1.12.1 Lennuki kukkumiskoht (koordinaadid 59°24'43''N ja 024°49'45''E) oli lennurajast lõuna pool, 200 meetrit maandumisraja 08 telgjoonest paremal, 500 meetrit enne lennuraja keskkoha.

Lennuk asetses vahetult harva pajuvõsa ja kõrgemate puude (kuuskede ja kaskede) piiril.

Maapind oli kaetud umbes 10 cm paksuse tiheda lumekihiga, millel oli lihtne tuvastada maaga kokkupõrke jälgi.

Oli tunda petrooleumi lõhna, kuid see ei olnud eriti tugev ja iseloomulikke kütuselekked jälgi ei olnud kuigi palju.

Lennuk oli pöördunud puude ja maapinnaga kokkupõrkel oma liikumissuunast esimesel maaga puutumise hetkel 180° võrra paremale. Lennuki saba oli püsti ja toetus kergelt kahele kasetüvele.

Lennuki parema propelleri reduktori korpus oli turbiinikorpuse küljest lahti murdunud ning lebas lennuki kerest 10 meetrit eemal. Parema mootori korpuses oli vabaturbiini kohal mitmeid rebend-deformatsioone ja labad kaotanud turbiiniketas oli oma võlli küljest murdunud, korpuse rebenditest välja kukkunud ja lebas 5 meetrit lennukist eespool lumes.

Lennuki osadel ei olnud näha mingeid jäätumise tunnuseid.

Tagatiivad olid asendis 15°. Vasakul propelleril oli selgeid takistustega kokkupõrkel tekkivaid jälgi pöörlemisest.

Piloodikabiinis olid mõlema mootori juhthoovad täiesti ette lükatud ja ka seiskamisflügerimishoovad olid äärmises eesmises asendis.

1.12.2 Stardiraja ja sündmuskoha ülevaatusel leidis uurimiskomisjon lennuki mootori purunemisel sellest eraldunud osasid ja fragmente (vaata lisa 5).

Lennuraja lõunapoolses servas (ääretulede vahetus läheduses, kaugusel umbes 600 m eeldatavast stardi alustamiskohast) olid umbes 100 m pikkusel maa-alal maas kõigepealt üks suhteliselt sirge vabaturbiini laba, väike lennukimootori gondlifragment ja mootori mehhaaniline juhtimisblokk. Kaarega rajast eemaldudes oli maas veel 6 erinevalt deformeeritud laba, millede deformatsioonid suurenesid lennu kulgemise suunas ja millest viimane leiti vahetult lennukivrakist. Lisaks leiti paar vabaturbiini ümbritseva korpuse

(ühendusvõru) väljarebitud fragmenti, millest üks lennuraja kõrvalt ja teine lennuki kukkumisaigast.

1.13. Meditsiinilised ja patoloogilised andmed

Kohtumeditiiniliste ekspertiiside hinnangul oli paremal piloodiistmel istunud isiku surma põhjustajaks peaaju põrutus kolju ja koljupõhimiku murruga ning vasakul piloodiistmel istunud piloodi surma põhjustajaks rindkere ja kõhu tõmp trauma koos maksa-, põrna- ja kopsude rebendiga.

Mõlema isiku laiba verest ja uriinist etanooli, narkootilisi aineid, alkoholi surrogaate ei leitud.

1.14. Tulekahju

Tulekahju ei tekkinud.

1.15. Ellujäämise faktorid

Nii piloodid kui hooldusmehaanik olid istmete külge kinnitatud turvavöödega.

Lennuõnnetus ei kujunenud salongis istuvale hooldusmehaanikule traagiliseks seetõttu, et lennuki kiirus maaga kokkupõrkumisel oli 110 km /h ja lennuk ei peatunud kohe pärast maaga põrkumist. Lennuki pidurdusteed on pärast lennuki esmast kokkupõrget parema tiiva otsaga kuni lõpliku peatumiseni oli 40 m, kusjuures pilootide surma põhjustanud vigastused tekkisid lennuki ninaosa põrkumisel maaga, mille juures lennuki kere ninaosa deformeerumiseks kuluva aja jooksul tekkiv löögienergia neeldumine pehmendas pilootidest 1,3 m tagapool istuva hooldemehaanikule mõjunud lööki. Hilisemal lennuki rullumisel üle vasaku tiiva ja peatumisel tiibade alaosa vastu puid põrkumisel tekkiv aeglustus oli põhisuunaga istmesse suruv ja ei olnud enam eluohtlikult ränk. Ja kuna tulekahju ei puhkenud, sai istmesse kinniilunud hooldemehaanik oodata enda vabastamist umbes 10 minutit hiljem kohalejõudnud päästjate poolt.

1.16. Katsetused ja uurimised

1.16.1 Riikidevahelises lennunduskomitees (MAK) uuriti pardaregistraatorite andmeid ja mootori purunemise kulgu (vaata lisa 1)

1.16.2 Tallinna Tehnikaülikooli mehaanikalaboris uuriti parema mootori vabaturbiini tagumist tugilaagrit eesmärgiga tuvastada purunemise põhjus (vaata lisa 2).

1.16.3 Uuriti hooldustegevuse korraldust ettevõttes, eesmärgiga tuvastada rikke vältimise ja avastamise võimalusi.

1.16.4 Korraldati trassoloogiline ekspertiis tuvastamiseks parema propelleri pöörlemist maaga kokkupõrke hetkel.

1.17. Organiseerimine ja administratiivtegevus

Ettevõtte käitas õhusõidukeid Lennuettevõtja sertifikaadi (Air Operator Certificate) No 1-44/2000 alusel, mille kehtivas käitamistingimuste muudatuses nr 10 28.06.2002 (vaata lisa 6 käitamistingimused) oli 6 õhusõidukit An-72 ja 4 õhusõidukit An-28. Neist kümnest käitamistingimustesse kantud õhusõidukist oli lennuõnnetusele eelneva 15 kuu jooksul lennuõnnetustes hävinud kaks õhusõidukit (ES-NOV ja ES-NOP).

Õnnetusega lõppenud lend oli tavapärane postiveolend, mille käigus toimus ettevõtte piloodi stažeerimine kapteniks vastavalt kinnitatud pilootide koolitusprogrammile.

2. ANALÜÜS

2.1. Sündmuse analüüs BUR-1 ja kabiinisese kõne salvestise andmete alusel

2.1.1. Lennuks valmistumine

Lennuparameetrite registraatori BUR-1 ja kabiinikõnede salvestuse analüüsile tuginedes võib kinnitada, et mootorite käivitamine, ruleerimine ja stardiks valmistumine toimusid ilma mingite häireteta. Lennuki mootoreid oli ettevõtte hooldusteenistuse poolt päeval proovitud ja kuna õhutemperatuur oli nullilähedane, võib mootorite soojenduse stardi eel lugeda piisavaks ja PJЭ p 8.1.6.nõuetele vastavaks. Ilmatingimused ja lennuraja seisukord ei mõjutanud lennu kulgu.

Meeskonna otsus sooritada start mootorite nominaalrežiimil on põhjendamata, sest lennuki An-28 lennukäsiraamatu kohaselt tuleb start sooritada mootorite täisvõimsusel. Samas on uurimise käigus kogutud andmetele tuginedes võimalik väita, et start nominaalrežiimil oli ettevõttes üldiselt tunnustatud stardimoodus, kuigi mingit dokumentaalset vormistust sellele antud ei olnud. Ettevõttes lennutegevuse korraldamise eest vastutavate isikute selgitusel kasutati starti nominaalrežiimil eelnevalt pikaajalist lennuki An-28 käitamise kogemust omavate pilootide suuliste soovitude alusel, kuna lennuki tõmbe energiavaru on piisav ja sellise mootorite töörežiimi juures on ühe mootori rikke puhul tekkivad lennukit kallutavad ja pööravad momendid väiksemad. Kuid tavapärasel stardil nominaalrežiimil pidi mootori juhthoobade asend olema vähemalt $94\pm 1^\circ$ ИП33 järgi, et oleks tagatud kõigi avarisüsteemide valmisolek. Antud stardi puhul olid mootorite juhthoovad vastavalt $87,5^\circ$ vasakul mootoril ja $87,7^\circ$ paremal mootoril, st tegelikult veelgi vähem kui nominaalrežiim ja vastasid ligikaudselt 0,8 nominaalrežiimile.

Kuidas meeskonna otsus sooritada õnnetusele eelnenud start maksimaalrežiimi asemel nominaalrežiimil mõjutas lennu traagilist kulgemist, ei saa päris üheselt väita. Maksimaalrežiimil sooritatava stardi korral oleks rike võinud avalduda nii hoojooksul, mille puhul oleks olnud suhteliselt lihtne ja ohutu starti katkestada, kui mingil kõrgusel pärast maast eraldumist, mille puhul oleks ohutuse määranud lennuki poolt kogutud kõrgus ja kiirus.

Kuid kuna ühe mootori ülesütlemisele järgnevaid lennukile mõjuvaid jõumomente kompenseerida aitav vastastiiva otsa interseptor tuleb automaatselt välja vaid mootori juhthoobade asendi puhul üle $90\pm 2^\circ$ (PTЭ 27.60.00 lk 5), jättis meeskond nominaalrežiimil startides end sellest abist ilma.

2.1.2 Rikke ilmnemine

Õnnetusega lõppenud lennu stardil on tuvastatav lennuki parema mootori rike kõrgusel 12 m ja kiirusel 170 km/h so 4 sekundi möödumisel lennuki lennurajalt eraldumise hetkest. Lennuk oli selleks hetkeks jõudnud stardi algusest läbida umbes 600m. Parema mootori turbokompressori pöörded ja vabaturbiini pöörded langevad järsult ja samas on lühiajaliselt registreeritud ka mootori ohtlik vibratsioon.

Mootori rikkega kaasneb kohe esimese sekundi jooksul lennuki aktiivne kaldumine paremale tiivale ja kursi suurenemine umbes 15° ja kiiruse langus 160 km/h, mis ilmselt olid põhjustatud parema mootori reversi (pidurdusrežiimi) käivitumisel tekkinud päripäevalisest pöördemomendist ümber vertikaaltelje.

Lennuki An-28 lennukäsiraamatus ei ole käsitletud juhtumit, kus lennuki ühe mootori rikkele kaasneb flügeerimissüsteemi rike ja ka mitte juhtumit, kus rikkis mootori propelleri labad pöörduvad iseenesest reversi asendisse.

Meeskond püüab lennukit tüüre kasutades juhtida ja samas vähendab ka vasaku mootori tõmmet paariks sekundiks. Seejärel lisatakse vasakule mootorile uuesti võimsust kuni maksimaalrežiimini.

Siiski ei õnnestu meeskonnal lennuki juhitavust taastada, kuna parema mootori propeller ei flügeeru automaatselt ja meeskond ei flügeeri seda ka käsitsi.

Vaatamata parema mootori turbokompressori madalatele pööretele hakkasid vabaturbiini pöörded, mis pärast raksatust olid nelja sekundi jooksul langenud peaaegu nullini, uuesti järsult kasvama ja saavutasid 5 sekundit enne salvestuse lõppu taseme 100 protsenti ja jätkasid siis peale stabiliseerumist paariks sekundiks uuesti järsku kasvu. See on seletatav sellega, et reversi asendis labadega propelleri inertsist tingitud pöörlemine peatub lõpuks. PRA graafikus on pöörete registreeritud minimaalmärk umbes 15%, kuid madalatel pööretel on ka registreerimisviga suurem ja registreerimismärgile eelneva sekundi jooksul oli propelleri (st ka vabaturbiini) pöörete arvu näit tõenäoliselt 0%. Hilisem (algses andmete väljatrükis) registreeritud pöörete arvu kasv kaasnes ilmselt propelleri pöörlema hakkamisega vastassuunas. Kuna mootori rikkega kaasnenud vigastused propelleri peatumiseks mingit mehhaanilist takistust ei tekitanud, ei saanud reversi asendis olev propeller õhuvoolu tõttu pöörlemist lõpetada. Läbi reduktori propelleriga kinemaatilises ühenduses olev vabaturbiin ei saanud pärast enda võlli küljest lahtimurdumist propellerit pöörlemast takistada ja pöörlemist takistavad mootoriagregaadid (generaator, pumbad jne) ei saanud olla piisavad propelleri peatamiseks. Kiirekäigulise reduktori suure (veetava) hammasratta välispinna hõõrdumisest tekkinud mõningane reduktori korpusesse sissesööbimine ei saanud olla piisavaks põhjuseks propelleri peatumiseks ja tekkis tõenäoliselt maaga pörkumise ajal tekkinud koormuste tagajärjel. Lisaks ei lülitu pöörete kasvamisest vastassuunas uuesti sisse ka parema mootori elektrigeneraator, mis ilmselt vastassuunalisel pöörlemisel ei tooda vajalikku pinget.

Seisev propeller ei tekita aerodünaamiliselt nii suurt takistust, kui seda teeb pöörlev propeller. Propelleri pöörete kasvust tingitud aerodünaamilise takistuse kasvu on näha ka lennuki käitumisest. Parema mootori propelleri minimaalpööretele vastaval ajaperioodil suudab meeskond lennuki asendi ja liikumissuuna peaaegu kontrolli alla saada. Lennu jätkumisel tingib vastutulev õhuvool reversiasendis parema mootori propelleri pöörlema hakkamise vastassuunas ja pöörete kasvades hakkavad suurenema ka lennukile mõjuvad momendid, mida piloodid juhtpindade väljalöögiga pareerida ei suuda. Vaatamata vasaku mootori tööle täisvõimsusel hakkab vahepeal kuni 130 km/h kasvanud kiirus uuesti langema, lennuki parem kalle, mis vahepeal oli vähenenud kuni 8° -ni, hakkab järsult suurenema ja kurss, mis mõneks ajaks oli stabiliseerunud vahemikus 120° - 126° , hakkab uuesti suurenema.

Propelleri vastassuunalisele pöörlemisele osutab ka propelleri labade vigastuste puudumine esiservades ja suur rebend laba nr 1 otsa tagaservas ja laba kõverdumise kuju.

Kaudseks tõendiks propelleri vastassuunalisele pöörlemisele on vabaturbiiniga kinemaatiliselt seotud parem generaator, mis ei lülitu pöörete kasvamisest uuesti sisse, kuna vastassuunalisel pöörlemisel ei tooda vajalikku pinget.

Siiski on vähetõenäoline (sellele osutavad ka propellerilabade suhteliselt väikesed vigastused), et propelleri pöörded võisid kasvada PRA algsel lugemisel (hilisemas BUR andmete versioonis on pöörete kasvu märkiv osa graafikust kustutatud kui ebatõenäoline) saadud 178,7%-ni. Nii suur pöörete arvu näit oli ilmselt tingitud registraatori veast vastassuunalise pöörlemise registreerimisel.

Lennuk kaotab jätkuvalt paremale kaldudes kiiruse ja pörkub maaga varisemisele vastavas lennurežiimis. Vastavalt An-28 lennukäsiraamatu joonisel 7.8 esitatud varisemiskiiruste graafikule on lennukaalu 5763 kg juures mõlema mootori lennu tühikäigu režiimil tagatiivadega 15° varisemiskiirus 108 km/h. Kuna lennuõnnetuse lõppfaasis oli lennuk ebasümmeetrilises õhuvoolus ja ka sügavas kaldes, peab varisemiskiirus olema märgatavalt suurem. Tegelikult algaski lennuki varisemine kusagil kiiruse 125 km/h juures.

2.2 Lennuõnnetuse põhjustanud mootoririke

Lennuõnnetuse põhjustanud mootoririke avaldus plahvatusetaolises (umbes sekundi jooksul toimunud) vabaturbiini täielikus lagunemises. Lagunemise käigus eraldusid suurel kiirusel (turbiini labade keskmine pöörlemisraadius R on 0,125m ja turbiini täispööretest 24475 p/min stardil kasutatud 90,2 protsendile vastav pöörete arv on 22076 p/min ja sellele vastav laba joonikiirus $V = 289\text{m/s}$) töörottast piki puutujat tsentrifugaaljõu mõjul turbiinilabad, mis läbistasid vabaturbiini ümbritseva korpuse. Sealjuures tabasid ühed vabaturbiini kettast eraldunud labadest väga erakordse juhuse tõttu otse parema mootori mehhaanilist juhtblokki, mis paikneb mootori gondli vasakus alaosas vabaturbiini pöörlemistasapinnas ja rebisid selle mootori küljest. Rebides katki blokist mootori juhthoobadeni viivad trossid ja blokki mootori juhtimisseadmetega ühendavad juhtimisvardad, eraldas labade kineetiline energia bloki läbi mootorigondli korpuse täielikult lennukist, misjärel blokk kukkus lennuraja vahetusse lähedusse, kust ta hiljem leiti. Mootorist eraldumise hetkest pidid kõrguselt umbes 12 m maha langevad mootoriosad liikuma lennuki liikumiskiiruse (umbes 45 m/s) tõttu lennusuunas edasi umbes 65 m, seega oli nende osade leidmise koht mootorist eraldumise kohast eespool. Mootori mehhaanilise juhtbloki eraldumisega tekkis olukord, kus lennuki parema mootori kütuseautomaatika seati ilma meeskonnapoolse sekkumiseta maapealsele tühikäigurežiimile ja propeller maksimaalsele pidurdusele st maksimaalse reversi asendisse.

Kuigi juhtbloki ärarebimisele kaasnes mootori kütuseautomaatika seadmine maapealsele tühikäigurežiimile ja propelleri pöörlemist tagav vabaturbiin eraldus ajamist koheselt, ei saanud propelleri pöörded inertsist tingituna momentaalselt langeda, vaid pöörete langus (90,0% kuni 30,0%) toimub umbes 2 sekundi jooksul (vaata PRA väljatrükk lisas 1). Propelleri labade seadmine negatiivsetele kohtumisnurkadele tekitab aktiivse reversi efekti, mida piloodid tajuvad äärmiselt ebahariliku ja emotsionaalset stressi põhjustava lennuki energilise pöördumisena paremale ja samaaegse õhus viibiva õhusõiduki jaoks ebatavaliselt järsu pidurdusena.

Eeldusel, et propelleri reversiasendisse pöördumisel muutub propellerilabade seadenurk sama kiiresti kui flügeerimisel (mitte vähem kui 10° sekundis), kulus propelleri labade seadenurga muutmiseks umbes 20° võrra (4° kuni -16°-ni) aega vähem kui 2 sekundit.

Kuna mootoririkete automaatne signalisatsioon tugineb mootorite juhthoobade asendi ja mootorite tegelike parameetrite võrdlusel, ei suuda mootoririkete automaatika pärast paremal mootoril asetseva III33 anduri seadmist maapealsele tühikäigurežiimile tuvastada parema mootori riket ja seetõttu ei käivita automaatset propelleri flügeerimismehhanismi. Mootori rikkeautomaatika andmete alusel vastab mootori töörežiim mootori juhthoova asendile, kuna automaatika käivitumiseks vajalikud andmed tulevad mitte otse mootori juhthoovalt, mis on seatud nominaalrežiimile, vaid mootoril asetsevalt andurilt, mis neid siduva mehhaanilise

juhtbloki ärarebimisel vabaturbiinist eraldunud labade poolt seati maapealse tühikäigu režiimile vastavasse asendisse.

Pärast osade labade eraldumist muutub vabaturbiini tööratas suurte pöörete tõttu nii sügavalt tasakaalustamatuks, et murrab ennast võlli küljest täiesti lahti ja kaotab järelejäänud turbiinilabad mootori korpuse (ühendusvõru) seintel veeredes ja neid vigastades.

Sellest, et vabaturbiini tööratas eraldumisele võllist eelnes osaline turbiinilabade eraldumine, annab tunnistust leitud turbiinilabade deformatsiooni sõltuvus nende leiukohast (vaata sündmuskoha diagrammi-lisa 4). Kui mootori turbiini lagunemise algusele vastavad turbiinilabade leiud on suhteliselt väikeste deformatsioonidega, siis hilisemale lennu faasile vastavatel leidudel on deformatsioone rohkem. Need turbiinilabade suuremad deformatsioonid (kõverdumised) on tekkinud löökidel vastu korpuse (vahevõru) seinu, kui vabaturbiini ketas pärast võlli küljest lahtimurdumist jätkas inertsil mõjul veel mõnda aega veeremist mootori korpuse vahevõru seintel. Just seetõttu tekkisid ka mootori korpuse rebendikujulised deformatsioonid.

Turbiini labade eraldumine tulenes vabaturbiini võlli lennusuunas tagasinihkumisest põhjustatud tööratas toetumisest laagripuki otsale (labürinttihendile) pärast aksiaal (teljesuunalisi)koormusi vastu võtva vabaturbiini tagumise laagri purunemist. Vabaturbiini võlli tagasinihkumisele osutab sügav sissekulunud 10 mm laiune ja kuni 2 mm sügavune treimijäljele sarnanev soon vabaturbiini tööratas tagumisel küljel ja tagumise külje selgelt eristatav noolutusvärvus. Kuna tööratas tagumine külg erinevalt esimesest küljest ei puutu otseselt kokku gaasiturbiinist väljuva kuuma gaasi joaga, on tugeva noolutusvärvuse olemasolu samuti tunnistuseks tööratas aktiivsel hõõrdumisel vastu vabaturbiini eesmist laagripukki tekkinud kuumenemisest. Ilmselt algas turbiinilabade eraldumine tööratas selle ülekuumenemisel tekkinud labasid fikseerivate lukkude deformatsiooni ja tugevuse kao tõttu. Noolutusvärvi olemasolu, kuid samas selle levik ainult tööratas tagumisel küljel, osutab sellele, et tööratas ei saanud hõõrduda vastu laagripukki väga pika aja jooksul ja tõenäoliselt toimus vabaturbiini võlli tagasinihkumine vahetult mootori käivitamise ja stardi alustamise vahelisel ajal.

Vabaturbiini esimeseks laagriks olev rulllaager ei võta vastu aksiaalkoormusi ja on seetõttu märgatavalt vähem koormatud ja laagril ei olnud mingeid väsimuspurunemise alguse tunnuseid.

Vabaturbiini tagumiseks laagriks oleva üherealise kuullaagri purunemine algas veereteede pindade väsimuspurunemisega (vaata lisa 2), sealjuures kõige rohkem ilmselt see sisemise rõnga veereteede esimese serva läheduses. Suurel pöörlemiskiirusel tekkiv kuulide veeremise impulsskoormused väsitasid veereteede pinda ja tekitasid sinna mikropragusid, mis hiljem liitudes süvenesid ja võimaldasid metallitükikestel hakata veereteede pinnast eralduma. Veereteede eesmise serva poole suunatud turbiinilabadele rakenduva gaasidünaamilise teljekoormuse tõttu tekib veereteede kaldpinnaline laienemine serva poole, kuni ühel hetkel veereteede õhukeseks kulunud serv ei pea teljesuunalisele koormusele vastu ja hakkab murenema ja võimaldab kuulidel üle serva veereda ja sedasi laagri sisemise rõnga tagasinihkumise laagri ülejäänud osade suhtes. Laagri separaator koos kuulide ja välimise rõngaga säilitasid oma ettenähtud asendi ja nende deformatsioonid ei olnud nii suured kui sisemisel rõngal. Nii laagri separaatori kuulipesades kui ka välimise rõnga veereteede põhjas (umbes 50% ulatuses) on sissepressitud lisametalli, mis ilmselt on pärit laagri sisemiselt rõngalt. Samas on laagri välimise rõnga välispinnal, veereteede kohale kontsentreeritud 10 mm laiune lillakassinine noolutusvärvi triip, mille keskel on umbes 1 mm laiune noolutusvärvi triip, st triip, mis on tekkinud noolutusvärvi mahakulumisel rõnga aeglasel pöörlemisel oma pesas. Selline olukord sai tekkida siis, kui laager oli mingil õlitusvaeguse hetkel lühiajaliselt

(kestvusega kuni 3 minutit) kuumenenud umbes 300 kraadini C järgi, kuid samas pidi see kuumenemine ajaliselt toimuma märgatavalt enne laagri lõplikku lagunemist, sest noolustusvärv sai vahepealse mootori töö käigus osaliselt maha kuluda ja hiljem mingit uut laagri kuumenemist ei tekkinud.

Arvestades väsimuspurunemise märke oli laagri tööiga otsakorral ja laagri kuumenemine (ja ka kiire jahtumine järsult peale tulnud külma mootoriõli poolt) tekitas vaid veereteede ja kuulide deformatsiooni progresseerumise, mis viiski laagri lõpliku purunemiseni õnnetusega lõppenud lennul. Ilmselt jäi suurem osa laagri sisemisest rõngast eraldunud metallipuru purunemise algstaadiumis laagrisse ja koos õliga eraldunud osa ei olnud piisavalt suur, et seda oleks olnud mootori hooldusel õlis ja magnetkorkides tuvastada.

Õlitusvaegus vabaturbiini kuullaagril tekib külmaga tahkunud mootoriõli läbi laagri õlipihusti surumisest ja õlipumba ebaefektiivsusest tahkunud õliga rõhku tagada. Õli tahkumisele osutab ka parema flügeerimispumba siibri kinnijäämine mootori käivitamisel 31.12.2002.a Helsingis (vaata p.1.6.3). Omski mootoritehase andmetel võib selline laagri õlitusvaegus kesta isegi mõne minuti ja selle aja jooksul jõuab vabaturbiin teha kümneid tuhandeid pöördeid, mille jooksul võivad laagri kuulid tekitada veereteede kuumenemise ja sellest tuleneva veereteede metalli pehmenemise, mis võimaldab veereteede pinnaks oleva metalli väljasurumist ja veereteede profiili riknemist.

Lennuki lennukäsiraamatu (PJIÐ) punktis 8.1.1.2 on sätestatud vajadus mootorite käivituseelseteks soojendamiseks, kui õhutemperatuur enne käivitust on alla -25°C . Õli minimaalne lubatud temperatuur maapealsel käivitusel on -25°C .

2.2.3 Laagri seisukorra hindamise võimalused

Kuna käitamise ajal ei ole võimalik mootori lahtivõtmine laagri seisukorra hindamiseks või laagri väljavahetamiseks, tuleb laagri seisukorda hinnata mootoriõlis (ja õli kaudu filtritesse ja magnetkorkidesse kanduva) metallipuru olemaolu ja registreeritava vibratsiooni suurenemise alusel.

Arvatavasti ei olnud purunevast laagrist õliga eralduvad metalliosad kuigi märkimisväärsed ja neid vastavate hoolduse käigus ei märgatud.

Seni on selgusetu, miks ei andnud otse kuullaagri kohal asetsev mootori vibroandur aegsasti hoiatussignaali laagri purunemise algusest. Mootoririkke hetkel registreeritud ohtliku vibratsiooni signaal oli ilmselt pärit mitte vabaturbiini vibroandurilt vaid kompressori turbiini vibroandurilt, mis registreeris mitte otseselt kompressori turbiini vibratsiooni, vaid mootorile tervikuna mõjunud eriti suure vibratsiooni, mis eelnes vabaturbiini ketta lõplikule lahtimurdumisele oma võlli küljest. Mis põhjusel vabaturbiini laagri veereteede riknemisele paratamatult kaasnevat vibratsiooni varem ei tuvastatud, ei ole uurimiskomisjoni kasutada olnud teabe alusel võimalik konstateerida. Vibroandur ise oli töökorras ja reageeris löökimpulssidele (vaata lisa 2). Ilmselt oli põhjus vibroanduri ja näidiku vahelises elektriühenduse puudumises, kuid siis peaks see vibratsiooni signalisatsiooni kontrollil selgesti ilmnema. Lennuki käitamise käsiraamatu punkti 4.15.2 (Loetelu väljalennul lubatud rikestest ja soovitudest) kohaselt on lubatud lennuki väljalend, kui puudub vibratsiooni taseme näit lüliti asendis TK või TB, kuid mootori ohtliku vibratsiooni signalisatsioon on töökorras. Väljalendu mootori ohtliku signalisatsiooni rikkega loetelus mainitud ei ole ja seetõttu peab ohtliku vibratsiooni signalisatsioon olema töökorras ja selle hindamiseks peab meeskond seda kontrollima. Meeskond seda kontrolli enne lendu ei teostanud ja ilmselt tugines mootori eelneval proovimisel hoolduspersonali poolt saadud andmetele.

Lennuõnnetusega lõppenud päeval sooritatud mootorite käivitusel hooldust korraldanud inseneri selgitusele vastavalt mingeid probleeme või hälbeid ei tuvastatud, kuid õnnetuslennule eelnenud käivituse andmete pardasalvestuses on registreeritud lennuki ES-NOY parema mootori ohtlik vibratsiooni näit 14 sekundi jooksul. Kui see registreeritud näit tulenes mingist lennukimootoreid käivitanud hoolduspersonali poolt süsteemi testimiseks sooritatud lülitusest, siis tekib küsimus, miks see parema mootoril vibratsiooninäit kestab tervelt 14 sekundit ja samal mootorite proovimisel ei ole registreeritud mingit vasaku mootori ohtlikku vibratsiooni.

Lisaks sellele puudusid vibratsiooninäidud 2003. aasta jaanuari kuu kohta tehtud mootori hoolduspäeviku kandes. Eelöeldut kokkuvõtvalt võib märkida, et mootori töökorras oleku hindamiseks hädavajaliku süsteemi käitamisele ja töökindluse tagamisele ei ole käitaja pööranud piisavat tähelepanu.

2.2.4 Meeskonna võimalused mootoririkke eripära tuvastamiseks

Meeskond sai mootoririkkest informatsiooni kõigepealt plahvatusetaolisest helinast. Lisaks plahvatusetaolisele helile tajus meeskond mootoririket lennukile mõjuvate kiirenduste ja järgnevate hoiatustabloode süttimise kaudu:

parema generaatori rike, parema mootori ohtlik vibratsioon (lühiajaliselt), parema mootori flügeerimissüsteemi valmisoleku puudumine ja lisaks näitasid parema mootori töörežiimi indikeerivad osutid (nr 2) langust. Aga ilmselt on alust arvata, et pärast plahvatusetele sarnaneva heli teket ja lennuki täiesti tavapäratut käitumist vahetult pärast maast eraldumist, ei suuda meeskond keskenduda lennuki näidikute analüüsile ja tegeleb vaid lennuki vajaliku asendi tagamiseks juhtpindade kallutamise ja vasaku mootori võimsuse vähendamisega.

Meeskonna katse taastada lennuki juhitavus ja sooritada maandumine otse ette vasaku mootori võimsuse vähendamisega on ilmselt tingitud kapteni eelnevast sellelaadse tegutsemise positiivsest kogemusest. Lennuki pikitelje pöördumine (kursi suurenemine) stardisuunast 40° võrra paremale tekitab õistes tingimustes illusiooni, et otse ette maanduda lennuvälja piirides ei ole võimalik ja seetõttu lükatakse töötava vasaku mootori juhthoob kõrguse ja kiiruse hoidmiseks täiesti ette. Kuid vahepeal on kiirus tugevasti langenud ja meeskonnal ei õnnestu enam tagada lennu jätkamiseks vajalikku kiirust ja kõrgust.

Tõenäoliselt oleks meeskonnal siiski õnnestunud lennuk maandada koheselt lennurajast paremale jäävale lumega kaetud ohutusribale, kuna pärast vasaku mootori seadmist tühikäigurežiimile ei olnud lennuk lennurajast märkimisväärselt paremale kaldunud, vaid oli tugevas vasakus libisemises.

2.3 Hoolduse korraldus lennukit käitanud ettevõttes

Kuna mootor oli suhteliselt uus (ainult 1154 tundi tööaega) ja selle tööaeg pärast pikendamist kuni õnnetuse põhjustanud rikkeni oli ainult 59 tundi, pööras uurimiskomisjon laagri purunemise põhjuste tuvastamiseks tähelepanu hoolduse korraldamisele käitavas ettevõttes (AS Enimex).

2.3.1 Hoolduse ja remonttööde vastavus nõuetele

Ettevõtte hooldustegevuse korraldus on sätestatud Lennuameti poolt 22.10.2001.a heakskiidetud juhendis Maintenance Management & Organisation Exposition (MMOE). MMOE sisaldab hooldustegevuse kaasaegseks korraldamiseks vajalikke üldtunnustatud

põhimõtteid, kuid jääb ettevõtte hooldustegevuse protseduuride kirjeldamise osas vähekonkreetseks ja ebapraktiliseks. Plaaniliste hooldustööde teostamise nõudeid on

ettevõttes põhimõtteliselt suudetud täita (MMOE 2.10), kuid ilmnenud defektide kõrvaldamisel ei ole dokumentatsiooni vormistamine olnud piisav, ilmnenud defekte ja nende kõrvaldamisel sooritatud töid ei ole alati vajalikult registreeritud, töö tegeliku teostamise ja vormistamise kuupäevad ei kattu, osasid defekte pole märgitud pardažurnaali (MMOE p3.1.1) vaid ainult sisseseatud mitteametlikku defektide kaustikusse ja lisaks on välja vahetatud ning paigaldatud agregaat (ja lisatud ka mootoriõli), millel puuduvad alapärased passid (MMOE p 2.2 ja 2.14.5). Defektide tekkepõhjuste analüüs puudub (MMOE p. 2.3.5) ja samuti ei ole Lennuametit informeeritud defektidest, mis võivad oluliselt mõjutada õhusõiduki lennukõlblikkust. Eelõeldu raskendab lennuki lennukõlblikkuse tervikanalüüsi nii lennuki käitamisel kui lennuõnnetuse uurimisel (MMOE p1.1.1).

Hoolduse ja remonttööde dokumenteerimine ei vasta ettevõttes hooldustegevuse aluseks oleva MMOE nõuetele (p 2.9, 2.10, 2.13).

Näiteks faktid, et juba enne tööde tegelikku sooritamist antakse allkiri nende sooritamise kohta (vaata p 1.6.2) ja vasaku mootori kütusepumba vahetuse mittekandmine mootori hoolduspäevikusse, näitavad ettevõtte formaalset lähenemist lennukõlblikkuseks vajalike tööde vormistamisele ja annavad alust eeldada, et ka mõni teinegi töö võis olla vormistatud, kuid tegelikult teostamata või vastupidi.

Käitaja ei arvestanud Lennuameti poolt konkreetsele õhusõidukile käitamiseks sätestatud piirangutega ja käitis lennukit jäätumistingimustes, samal ajal kui lennuki ülevaatusprotokollis puudus märgitud lubatud lennutegevuse kohta teadaolevates jäätumistingimustes ja märgitud olid vaid lennukõlblikkuse nõrkades jäätumistingimustes.

Tagavaraosade, mootorite ja lennukite soetamine ei ole täpselt jälgitav.

Agregaatide ja nende dokumentatsiooni (passide) üle ei peeta sihipärast arvestust;

Tööea (ressursi) arvestus ja pikendamine mootoritel ei vasta nõuetele .

Õhusõiduki hooldusmanuaalide muudatusi ei olnud sisse viidud (MMOE p.3.4.1; 2.10).

2.3.2 Mootorite soojendamine enne käivitust

Tulenevalt eriti külmast talvest tuli lennukimootoreid käivitada madalate välisõhu temperatuuride juures. Lennuki An-28 käsiraamatus on sätestatud nõue, et välisõhu temperatuuridel -25°C ja alla selle tuleb enne käivitamist mootorit soojendada. Soojendamise kestvus peab olema vähemalt 30 minutit.

Mootorite käivitamiseks madalatel välisõhu temperatuuridel ei ole ettevõttes sätestatud mingeid selgeid protseduure. Kusagil ei ole sätestatud, kes otsustab mootorite käivituse eelse soojendamise vajaduse ja millisest allikast võetakse andmed tegeliku ja ka eelnevate õhutemperatuuride kohta. Kui baaslennuväljal Tallinnas ettevõtte lennukite mootorite soojendamiseks enne käivitust olemas vastav mootoripuhur MP 85, siis sihtlennuväljadel (näiteks Helsingi Vantaa) tuleb see teenus tellida. Helsingis ei olnud korraldatud mootorite soojendamine enne käivitust, kuigi välisõhu temperatuur näiteks 31.12.2002. öösel enne mootorite käivitust oli tugevasti alla -20°C , rohkem kui tunni aja jooksul mõõdeti Helsingi Vantaa lennujaama meteovaatluste andmetel temperatuuri $-24,9^{\circ}\text{C}$ ja mootorite käivitamise ajal stardiks oli temperatuur umbes -24°C . Kui läheneda mootorite käivituseelse soojendamise vajadusele formaalselt, siis ei olnud mootorite soojendamine sel juhul veel vajalik. Aga kui õhutemperatuur oleks mootorite käivitamise ajal olnud vaid ühe kraadi võrra madalam, oleks tulnud mootoreid soojendada vähemalt 30 minutit. Seetõttu oleks mootorite säästmise seisukohast olnud otstarbekas arvestada ka võimalike mõjudega mootori

õlisüsteemi tööle ja tagada mootori käivituseelene soojendamine juba õhutemperatuuri lähenemisel sätestatud piirile -25°C .

Omski mootoritehase esindaja selgituste kohaselt oli mitmel pool mujal just madalatel õhutemperatuuridel mootori ТВД 10Б käivitamisel ka varasemalt ilmnenud samalaadseid defekte. Selle kohta tegi tehas isegi algupärasesse mootori käitamise käsiraamatusse (PTЭ 72.00.00 lk 13a) 1993. aastal täienduse, kus lisaks mootori esiosa soojendamisele nõutakse nimelt vabaturbiini korpuse ja kiirekäigulise reduktori vahelise osa (just selles piirkonnas asub vabaturbiini kuullaager) soojendamist läbi avatud mootori kapotiluugi. Lennukiga kaasasolnud käitamisdokumentatsioon oli vanem ja seetõttu seda nõuet ei sisaldanud ning sellekohast muudatust ei olnud sisse viidud.

Kuna mootoris oli enne õnnetusega lõppenud lendu kasutatud seguõli 25% MC-20 ja 75% МП 8, kuid õli kvaliteeti ei olnud kogu ekspluatatsiooni vältel kordagi kontrollitud, on võimalik, et kasutatud õli ei vastanud nõuetele. On võimalik, et Dagestani soojades kliimatingimustes ekspluateeritavatele mootoritele valmistatud õlisegus võis juba algselt viskoosema komponendi MC 20 suhteline osa olla suurem kui 25%. Sellest tulenevalt võis õlivahetuse normaalaja ületanud õli käivitamisel madalate välisõhu temperatuuride juures osutada liialt viskoosseks või isegi hangunuks ja tekitada kuullaagri õlitusvaeguse. Mootoris enne õlivahetust kasutusel olnud õli analüüsi uurimiskomisjoni poolt sooritada ei osutunud võimalikuks, kuna käitajal ei olnud seda õli enam alles ja lennuki mootorites oli juba uus õli. Kui mootorite tööea pikendamisel oleks sooritatud ettenähtud õli analüüs, oleks olnud võimalik hinnata õli kvaliteeti ja välistada võimaliku nõuetele mittevastava õli kasutamise.

2.4. Meeskonna tegutsemine

Kuigi pärast rikke ilmumist puudub lennuki sidesalvestuses informatsioon meeskonnatöö korraldamise kohta ja ka pardal olnud lennukimehhaanik ei osanud meeskonna tegevust kirjeldada, võib suure tõenäosusega öelda, et ilmselt reageeris lennuõpetaja ootamatult ilmnenud väga erakordsele olukorrale lennuki piloteerimisse sekkudes ning ta ei olnud ajadefitsiidi tingimustes võimeline sellekohase käskluse andmiseks ja meeskond juhtis lennukit sündmuse lõppfaasis koos.

2.4.1 Mootorite võimsuse kasutamine

Töökorras vasaku mootori seadmine tühikäigurežiimile pärast otsusekiiruse ületamist oli põhjendamata ja ilmselt oli tehtud lennuõpetaja poolt ning tugines tema eelnevale kogemusele, kus sedasi toimides saavutati hea tulemus. Poolteist aastat enne õnnetust (26.09.2001) oli kaptenil toimunud samalaadne mootoririke stardil lennukil An-72. Nimelt lendas lennuki stardil Hahni lennuväljalt Saksamaal vasakusse mootoris suur kulliline, mille tõttu mootor maast eraldumise hetkel üles ütles. Kuna stardirada oli pikk, otsustas kapten katkestada stardi ja maanduda kõrguselt 1,5 m viivitamatult järelejäänud rajaosale ja seda ta ka edukalt tegi. Samas oleks ta täpselt protseduure järgides pidanud jätkama starti ühe mootoriga. Ettevõtte poolt intsidenti uurimiseks määratud komisjon tunnistas kapteni otsuse ja tegutsemise õigeaks ja tekkinud olukorrale vastavaks.

Hinnates äärmiselt keerulises olukorras ja ajadefitsiidi tingimustes lennuki asukohta, asendit ja juhitavust, otsustas lennuõpetaja paar sekundit pärast vasaku mootori võimsuse vähendamist töötavale vasakule mootorile täisvõimsuse anda, kuna sel hetkel tundus lennuki maandamine lennuvälja piirides võimatuks. Seetõttu lükkaski ta vasaku mootori juhthoova maksimaalvõimsuse saavutamiseks täiesti ette, et jätkata kõrguse juurdevõttu. Siiski oli vahepeal vasaku mootori võimsuse vähendamisega hakanud lennuki kõrgus ja kiirus kaduma ja meeskonnal tuli mingigi kõrguse säilitamiseks hoida väga väikest lennukiirust, sest suuremal lennukiirusel oleks kõrgus kadunud veelgi kiiremini. Kuid väikesel kiirusel on

lennuki juhitavus väga halb ja tüüre ei jätku lennuks vajaliku asendi saavutamiseks. Ka ei aita meeskonda lennuki automaatne intertseptor, mis peaks maksimaalrežiimile seatud mootori rikke korral rikkis mootori vastastiival välja tulema.

2.4.2 Tüüride kasutamine

Umbes sekund enne mootoririket toimunud pöördetüüride mõningane andmine paremale oli tingitud vajadusest kompenseerida külgtuulest tekkinud lennutrajektoori vasakule kaldumise kompenseerimise vajadusest. Vahetult pärast raksatust toimunud pöördetüüride väljalöökk mõnevõrra vasakule umbes 0,25 s jooksul on piloteeriva piloodi reflektorne lennusuunda säilitav vajutus vasakule pedaalile. Sellele järgnev umbes ühe sekundi jooksul toimuv pöördetüüride peaaegu täielik väljalöökk paremale ei ole tingitud pilootide poolsest vajutusest paremale pedaalile, vaid lennuki aktiivsest vasakule libisemisest tekkinud õhuvoolu mõjust pöördetüüridele. Nimelt on parema mootori reversi sisselülitumisel tekkiv päripäevaline moment nii suur, et lennuk lendab praktiliselt vasak külge ees ja seetõttu kallutabki vasakult tulev õhuvool pöördetüürid ilma meeskonna poolse sekkumiseta lõpuni paremale. Tõenäoliselt ei jõua kumbki piloot seda täiesti võõrast olukorda nii kiiresti analüüsida ja mõlemad piloodid tajuvad seda pöördetüüride iseeneslikku paremale kaldumist kui meeskonnakaaslase poolt antud vale jalga. Lennukit paremale pöörava momendi nõrgenemisel suudetakse vasaku pedaaliga vajutamise saavutada pöördetüüri vajalik asend ja pidurdada pöördemomenti liigutades pöördetüüri lennu lõpuni maksimaalse vasaku väljalöögi ja neutraalasendi vahel.

Kaldetüüride kasutamisel meeskonnal mingeid probleeme ei tekkinud ja neid kallutati meeskonna poolt mootori rikke hetkest alates kuni maaga kokkupõrkeni parema kalde kompenseerimiseks so vasakule.

Lennuki kõrgustüüri kasutamisel on ilmne meeskonna püüd balansseerida kõrguse ja kiiruse kaotuse vahel ja see neil mõnda aega ka õnnestub.

Vaatamata äärmiselt keerulisele olukorrale kasutas meeskond lennuki tüüre tekkinud olukorrale vastavalt.

2.4.3 Meeskonna võimalused olukorra kontrolli alla saamiseks

Kuna start ei toimunud mootorite stardirežiimil, st mootorite juhthoovad ei olnud lõpuni ette lükatud, pidi mootori juhtbloki lahtirebimisele kaasnema parema mootori juhthoova iseeneslik liikumine äärmisse ettepoole asendisse. Seda pidi kindlasti tajuma kätt mootori juhthoobadel hoidev lennuõpetaja. Siiski ei saanud see parema mootori juhthoova iseeneslik liikumine sellises olukorras olla lisainformatsiooni allikaks, vaid oli tähelepanu piloteerimiselt ja olukorra hindamiselt eemaleviivaks faktoriks juhthoova liikumist tajuvale paremal istmel istuvale lennuõpetajale.

Toimunud mootoririkke puhul oleks meeskond pidanud rakendama parema mootori käsitsi flügeerimise, st parema mootori flügeerimishoova käsitsi tagumisse asendisse viies lülitama sisse propelleri elektrilise avariiflügeerimise süsteemi. Seda oleks tulnud teha ka juhul, kui parema mootori rikkeautomaatika oleks olnud töökorras ja propeller oleks flügeerunud automaatselt.

Sellist treeningut eriolukordades tegutsemiseks on edukalt võimalik teha ainult lennusimulaatori harjutustel. Ettevõttes ei ole peetud võimalikuks vastavate simulaatoritreeningute korraldamist meeskondadele, kuna lähiregioonis töötavad An-28 simulaatorid lihtsalt puuduvad ja ka lennukit käitanud ettevõtte ise ei ole suutnud endale vastavat simulaatorit soetada.

Vasakul piloodiistmel istunud piloodil oli kaptenina eelnev lennukogemus ainult ühemootorilistel lennukitel ja purilennukitel. Ta oli küll saanud lennuprogrammile vastavaid harjutusi lennuks ühe väljalülitatud mootoriga, kuid vastavat simulaatortreeningut eriolukordadeks või vastavat meeskonna koostöökoolitust simulaatoril ta saanud ei olnud. Pealegi ei ole lennuki An-28 treeningprogrammides harjutust teravalt väljendunud ebasümmeetrilise tõmbe puhuks, nagu juhtus konkreetsel õnnetuslennul, kus üks mootor mitte ainult ei lõpetanud lennuks vajaliku tõmbe tekitamise, vaid lisaks ei flügeerunud ka propeller ja see seati reversi asendisse, mistõttu ta arendas negatiivset tõmmet alguses pöörlemise inertsist ja hiljem vastassuunalises autorotatsioonirežiimis.

Lennuõpetaja ei olnud samuti pika aja vältel saanud simulaatortreeningut eriolukordadeks ei lennukil An-28 ega ka lennukil An-72. Vaatamata tema üldiselt suurele lennukogemusele ja headele piloteerimisoskustele oli tema kogemus lennuõpetajana minimaalne ning tema eelnev kogemus ebasümmeetrilise tõmbega lennuks piirdus vastavate harjutustega lennukil Tu-134 ja selle simulaatoril. Kuid tingituna mootorite paiknemisest lennuki kere lähedal on lennukil Tu-134 ebasümmeetrilise tõmbe efekt minimaalne.

Vastavalt meeskonna töö protseduuridele oleks tulnud (vastavalt lennueelsel briifingul öeldule) pärast otsusekiiruse saavutamist jätkata starti töötava vasaku mootori täisvõimsusel, aga mitte hakata vasaku mootori võimsust vähendama. Kuna ka vasaku mootori tõmme ei kadunud mootori juhthoova seadmisel tühikäigurežiimile momentaalselt, osutus reversi kõige aktiivsemale perioodile vastavaks ikkagi praktiliselt nominaalpöoretel töötav vasak propeller. Vasaku mootori võimsuse vähendamine suurendas kõrguse ja kiiruse kaotust ja sellest tulenes lennuki halb juhitavus juhtpindade abil. Kuid kas vasaku mootori võimsuse säilitamisel või selle lisamisel oleks meeskonnal õnnestunud lennuki juhitavust säilitada siiski üheselt väita ei ole võimalik.

Samas oleks tulnud hetkest, kui vasaku mootori pöördeid oli vähendatud, jääda selle otsuse juurde ja ilmselt oleks siis meeskond suutnud lennuki lennuraja parempoolsele ohutusribale maandada. Lennuki õhusviibimise kestus oleks siis muidugi olnud mitte 14 sekundit, vaid umbes 8 sekundit. Ilmselt segas lennuõpetajat selle tehtud otsuse juurde jäämisel lennuki sügavast vaskust libisemisest tekkinud asend lennuraja suhtes, kus oma tegelikust liikumistrajektoorist tugevasti paremale pööratud lennuki nina varjas lennuvälja rajatuled lennuõpetaja vaateväljas ja tekitas mulje, et lennuk suundub otse lennujuhtimistorni suunas. Seda muljet kinnitab ka tornis viibinud lennujuhi poolt antud seletus, kellel tornist lennukit jälgides tekkis alguses arusaam, et lennuk pörkub kohe vastu torni. Ühe versioonina lennukit käitanud ettevõtte spetsialistide poolt esitatud arvamus, et meeskond hakkas kartma lennukist ettepoole jäävat betoonist piirdetara, ei vasta tegelikkusele, kuna otsus vasakule mootorile täisvõimsuse andmiseks tehti kõrgusel 14 m ja sel puhul tuleb pilootide nägemismeelte poolt selgesti tajutava ja teadvustuva objektina kõne alla vaid hästi valgustatud lennujuhtimiskeskus oma kõrge lennujuhtimistorniga. See tekitas pilootides mulje, et lennuk on lennuvälja piiridest kohe välja jõudmas ja seetõttu tuleb üritada lennukit kuidagi õhus hoida.

2.5. Päästetööde läbiviimine Tallinna lennujaamas

Uurimiskomisjon analüüsis päästetööde läbiviimist sündmuste kronoloogia ja AS Tallinna Lennujaam poolt moodustatud ettevõttesisese komisjoni aruande alusel eesmärgiga hinnata tegelikku päästetööde teostamise vastavust Tallinna lennujaama avarii- ja päästetööde plaanile. Kuigi toimunud lennuõnnetusega seotud päästetegevuse üldine korraldamine vastas avarii- ja päästetööde plaanile, märgiti samas ka mitmeid puudusi. Puuduste kõrvaldamiseks esitati järgmised ettepanekud:

1. Täpsustada Tallinna lennujaama avarii- ja päästetööde plaan.

2. Päästeplaani halduril vähemalt kord kvartalis kontrollida plaani vastavust ning teha halduri eksemplaris sissekanded kontrollimise kohta, (s.h. alarmeerimise skeemi andmete vastavus).
3. Vähemalt kaks korda aastas korraldada päästetegevuse ühiseid staabiõppusi.
4. Vähemalt üks kord kahe aasta järel korraldada ühiseid päästeõppusi.
5. Lennuliiklusteeninduse AS'il koostöös AS'iga Tallinna Lennujaam üle vaadata sidesüsteemi Gorn abonentide nimekiri, vajadusel laiendada ning tagada sidesüsteemi kvaliteet.
6. Koostada lennuintsidendi, lennuõnnetuse järgne maandumisraja ja ruleerimisteede kontrolli protseduur.
7. Planeerida lennuvälja lõunapoolse ohutusribal oleva betooniaia asendamine võrkaiaiga, tulenevalt lendude ohutuse tagamise vajadusest.
8. Soetada täiendavat päästevarustust (lõikur-levitaja, kolmeastmeline teleskoopungraad, tõstepadjad).
9. Täpsustada koostööprotseduure linna päästeametiga.

3. KOKKUVÕTE

3.1. Lennuõnnetuse asjaolud

- 3.1.1. Lennuki An-28 inimohvritega purunemine toimus maaga kokkupõrkel õistes tingimustes stardil Tallinna lennurajalt 08.

3.2. Lennuõnnetuse põhjused

- 3.2.1. Lennuõnnetuse põhjustas lennuki parema mootori rike stardil ja propelleri flügeerumismehhanismi mitterakendumine, mille tõttu meeskonnal ei õnnestunud madalast kõrgusest tingitud ajadefitsiidi tingimustes taastada lennuki juhitavust.
- 3.2.2. Lennuki parema mootori rike seisnes mittelokaalses vabaturbiini purunemises, mis algas turbiinilabade eraldumisega, mille juures ühed esimestest turbiini töörottast eraldunud labadest tabasid mootori mehhaanilist juhtimisblokki ja rebisid selle mootori küljest ning tekitasid olukorra, kus mootori rikkeautomaatika ei olnud võimeline mootoririket tuvastama ja automaatselt propelleri flügeerumismehhanismi tööle rakendama.
- 3.2.3. Lennuki vabaturbiini purunemise põhjustas vabaturbiini töörotta hõõrdumine vastu laagripukki vahetult enne lennuki starti toimunud vabaturbiini võlli tagasinihkumisest 12 mm võrra võlli tagumise tugilaagri purunemise tõttu.
- 3.2.4. Vabaturbiini laagri purunemine oli tingitud laagri sisemise veerete ja kuulide väsimuspurunemisest, mis progresseerus õlitusvaegusest tekkinud laagri kuumenemisel.
- 3.2.5. Õlitusvaegus parema mootori vabaturbiini kuullaagril tekkis 31.12.2002. aastal külmal välisõhu temperatuuril toimunud mootori käivitamisel eelneva mootori soojendamise puudumise ja võimalik et ka mittekvaliteetse mootoriõli tõttu
- 3.2.6. Käitaja hooldustegevuse korraldus ei taganud lennukimootori seisukorra adekvaatset hinnangut.

4. ETTEPANEKUD LENNUOHUTUSE PARANDAMISEKS.

- 4.1 Välistada lennukite An-28 käitamisel stardid mootorite täisvõimsusest väiksematel režiimidel kuni vastavate soovitude väljatöötamiseni lennuki tootja või konstrueerija poolt.
- 4.2 Lennuametil nõuda lennukite An-28 käitavatelt ettevõtetelt sätestatud protseduuride täitmist nii lennutegevuse kui hooldustegevuse korraldamisel.
- 4.3 Tagada range nõuete järgimine lennukite An-28 külma mootori käivitamisel õlitusvaeguse juhtumite välistamiseks.

- 4.4 Tagada mootorite õli kvaliteedi kontroll vastavalt käitamistingimustele.
- 4.5 Planeerida Tallinna lennuvälja lõunapoolset ohutusriba piirava betooniaia asendamine võrkaiaga, tulenevalt vajadusest vähendada õhusõidukite vigastusi piirdeaiaga kokkupõrkel võimalike stardil või maandumisel toimuvate lennurajalt väljasõidu juhtumitel.
- 4.6 Tagada meeskondade simulaatoriharjutused vähemalt piloteerimistehnikalt sarnaste lennukitüüpide simulaatoritel

Lennuõnnetuse uurimise komisjoni esimees

Andres Tint

komisjoni liikmed:

Tõnu Ader

Jaan Milvek

Aadu Lee

Margus Keerman

Tanel Kulbas

Lisad:

1. MAK ekspertiisi akt 38 lehel;
2. TTÜ ekspertiisi akt 14 lehel;
3. Diagrammid sündmuskohast 2 lehel;
4. Fotod sündmuskohast 3 lehel.