Statens haverikommission
Swedish Accident Investigation Authority

Slutrapport RL 2016:02

Olycka på Björnö den 13 februari 2015 med flygplanet N164ST av modellen PA46-500TP (Malibu Meridian), opererat av en privatperson.

Diarienr L-15/15

2016-03-01

SHK undersöker olyckor och tillbud från säkerhetssynpunkt: Syftet med undersökningarna är att liknande händelser ska undvikas i framtiden. SHK:s undersökningar syftar däremot inte till att fördela skuld eller ansvar, vare sig straffrättsligt, civilrättsligt eller förvaltningsrättsligt.

Rapporten finns även på SHK:s webbplats: www.havkom.se

ISSN 1400-5719

Illustrationer i SHK:s rapporter skyddas av upphovsrätt. I den mån inte annat anges är SHK upphovsrättsinnehavare.

Med undantag för SHK:s logotyp, samt figurer, bilder eller kartor till vilka någon annan än SHK äger upphovsrätten, tillhandahålls rapporten under licensen Creative Commons Erkännande 2.5 Sverige. Det innebär att den får kopieras, spridas och bearbetas under förutsättning att det anges att SHK är upphovsrättsinnehavare. Det kan t.ex. ske genom att vid användning av materialet ange ”Källa: Statens haverikommission”.

I den mån det i anslutning till figurer, bilder, kartor eller annat material i rapporten anges att någon annan är upphovsrättsinnehavare, krävs dennes tillstånd för återanvändning av materialet.

Omslagets bild tre - Foto: Anders Sjödén/Försvarsmakten.

Postadress/Postal address
P.O. Box 12538
SE-102 29 Stockholm
Sweden

Besöksadress/Visitors
Sveavägen 151
Stockholm

Telefon/Phone
+46 8 508 862 00

Fax/Facsimile
+46 8 508 862 90

E-post/E-mail
info@havkom.se

Internet
www.havkom.se

Innehåll

Allmänna utgångspunkter och avgränsningar 5
Utredningen 5
SAMMANFATTNING 8
1. FAKTAREDOVISNING 10
1.1 Redogörelse för händelseförloppet 10
1.1.1 Förutsättningar 10
1.1.2 Starten 10
1.1.3 Haveriet 11
1.1.4 Intervju med piloten 12
1.2 Personskador 13
1.3 Skador på luftfartyget 13
1.4 Andra skador 13
1.5 Personalinformation 14
1.5.1 Piloten 14
1.5.2 Pilotens tjänstgöring 14
1.5.3 Övrig berörd personal 14
1.6 Luftfartyget 14
1.6.1 Generellt 14
1.6.2 Flygplanet 14
1.6.3 Nödchecklista 15
1.6.4 Beräkning av massa och balansförhållanden 15
1.6.5 Motor- och propellersystem 16
1.6.6 Underhåll 17
1.7 Meteorologisk information 17
1.8 Navigationshjälpmedel 17
1.9 Radiokommunikationer 17
1.10 Flygfältsdata 18
1.10.1 Generellt 18
1.10.2 Flygledningen samt utrustning i tornet (TWR) 18
1.10.3 Kameraövervakning på svenska trafikflygplatser 20
1.11 Färd- och ljudregistratorer 22
1.11.1 Färdregistratorer 22
1.12 Olycksplats och luftfartygsvrak 22
1.12.1 Olycksplatsen 22
1.12.2 Luftfartygsvraket 22
1.12.3 Teknisk undersökning av flygplansvraket 24
1.12.4 ELT 25
1.13 Medicinsk information 26
1.14 Brand 26
1.15 Överlevnadsaspekter 26
1.15.1 Bestämmelser 26
1.15.2 Larm om händelsen 27
1.15.3 Initial räddningsinsats 28
1.15.4 Fortsatt räddningsinsats 29
1.15.5 Ombordvarandes placering och skador samt användning av bälten 30
1.15.6 Strukturella överlevnadsfaktorer 31
1.15.7 Medicinska överlevnadsfaktorer 34
1.16 Särskilda prov och undersökningar 36
1.16.1 Undersökning av bränslet 36

1.16.2 Undersökning av Datainsamlingsenhet ”DAU” ... 36
1.16.3 Initial undersökning av motor och propeller ... 37
1.16.4 Undersökning av propeller vid PWC ... 38
1.16.5 Undersökning av motorn vid PWC ... 39
1.17 Operatörens organisation och ledning ... 45
1.18 Övrigt ... 45
1.18.1 Intervjuer ... 45
1.18.2 Vidtagna åtgärder ... 46
1.19 Särskilda utredningsmetoder ... 46
2. ANALYS ... 47
2.1 Operativt ... 47
2.1.1 Flygningens förutsättningar ... 47
2.1.2 Starten ... 47
2.1.3 Motorstörningen ... 48
2.1.4 Nödlandningen ... 49
2.1.5 Överlevnadsaspekter ... 50
2.1.6 Motorundersökning ... 51
2.2 Räddningsinsats ... 53
2.2.1 Flygräddningsinsats ... 53
2.2.2 Kommunal räddningsinsats ... 53
2.3 ELT ... 56
2.4 Installation av operativa övervakningskameror på svenska trafikflygplatser ... 56
2.5 Sammanfattande bedömning ... 58
3. UTLÅTANDE ... 58
3.1 Undersökningsresultat ... 58
3.2 Orsak till olyckan ... 59
4. SÄKERHETSREKOMMENDATIONER ... 60
Bilaga: ... 60

Allmänna utgångspunkter och avgränsningar

Statens haverikommission (SHK) är en statlig myndighet som har till uppgift att undersöka olyckor och tillbud till olyckor i syfte att förbättra säkerheten. SHK:s olycksundersökningar syftar till att så långt som möjligt klarlägga såväl händelseförlopp och orsak till händelsen som skador och effekter i övrigt. En undersökning ska ge underlag för beslut som har som mål att förebygga att en liknande händelse inträffar igen eller att begränsa effekten av en sådan händelse. Samtidigt ska undersökningen ge underlag för en bedömning av de insatser som samhällets räddningstjänst har gjort i samband med händelsen och, om det finns skäl för det, för förbättringar av räddningstjänsten.

SHK:s olycksundersökningar syftar till att ge svar på tre frågor: *Vad hände? Varför hände det? Hur undviks att en liknande händelse inträffar?*

SHK har inga tillsynsuppgifter och har heller inte någon uppgift när det gäller att fördela skuld eller ansvar eller rörande frågor om skadestånd. Det medför att ansvars- och skuldfrågorna varken undersöks eller beskrivs i samband med en undersökning. Frågor om skuld, ansvar och skadestånd handläggs inom rättsväsendet eller av t.ex. försäkringsbolag.

I SHK:s uppdrag ingår inte heller att vid sidan av den del av undersökningen som behandlar räddningsinsatsen undersöka hur personer förda till sjukhus blivit behandlade där. Inte heller utreds samhällets aktiviteter i form av socialt omhändertagande eller krishantering efter händelsen.

Utredningar av luftfartshändelser regleras i huvudsak av förordningen (EU) nr 996/2010 om utredning och förebyggande av olyckor och tillbud inom civil luftfart och lagen (1990:712) om undersökning av olyckor. Utredningarna genomförs i enlighet med Chicagokonventionens Annex 13.

Utredningen

SHK underrättades den 13 februari 2015 om att en olycka med ett flygplan med registreringsbeteckningen N164ST inträffat på Björnö i närheten av Västerås flygplats, Västmanlands län, samma dag klockan 12.03.

Olyckan har undersökts av SHK som företrätts av Mikael Karanikas, ordförande, Stefan Christensen, utredningsledare, Ola Olsson, teknisk utredare, Tony Arvidsson, biträdande teknisk utredare, Jens Olsson, utredare beteendevetenskap och Urban Kjellberg, utredare räddningstjänst fram till den 30 juni 2015 och därefter Patrik Dahlberg.

Haverikommissionen har biträtts av Exova Materials Technology AB som materialexpert och Magnic AB för ljudanalyser samt XICE AB för utredning av strukturell skadebild vid haveriet. Ulf Björnstig har deltagit i utredningen som expert avseende överlevnadsaspekter ur medicinsk synvinkel.

Som ackrediterad representant för Kanada har Earl Chapman från Transport Safety Board (TSB) deltagit.

Som ackrediterad representant för USA har Pam Sullivan från National Transportation Safety Board (NTSB) deltagit.

Som rådgivare för Transportstyrelsen har Magnus Axelsson deltagit.

Följande organisationer har notifierats: Internationella civila luftfartsorganisationen (ICAO), Europeiska byrån för luftfartsäkerhet (EASA), NTSB, TSB, EU-kommissionen samt Transportstyrelsen.

Utredningsmaterialet
Intervjuer har genomförts med piloten, de två passagerarna, ett vittne på marken samt flygtrafikledningen på Västerås flygplats.

Ett haverisammanträde hölls den 3 december 2015. Vid mötet presenterade haverikommissionen det faktaunderlag som förelåg vid tidpunkten.

Följande externa undersökningar har genomförts i samband med utredning av olyckan:

- Undersökning av motorinstallation vid Pratt & Whitney Canada (PWC).
- Undersökning av propeller av Hartzell Propeller Inc.
- Undersökning av flygplanets bränsle vid Exova AB.
- Undersökning av flygplanets nödsändare hos Scandinavian Avionics A/S.
- Undersökning av motorns datainsamlingsenhet (DAU) hos Genesys Aerosystems.

Slutrapport RL 2016:02

Luftfartyg:	
Registrering, typ	N164ST
Modell	PA-46-500TP, Malibu Meridian
Klass, luftvärdighet	Normal, gällande luftvärdighetsbevis
Ägare	Volando Aviation LLC
Tidpunkt för händelsen	2015-02-13, klockan 12.03 i dagsljus Anmärkning: all tidsangivelse avser svensk normaltid (UTC[1] + 1 timme)
Plats	Björnö i närheten av Västerås flygplats, Västmanlands län, (position 59º34'18"N, 016º37'29" E, 2 meter över havet)
Typ av flygning	Privat
Väder	Enligt SMHI:s analys: Vind syd till sydväst 5-8 knop, sikt 8-10 km, moln 5-8/8 med bas 2 000-2 500 fot, temperatur/daggpunkt +1/0 °C, QNH[2] 1017 hPa
Antal ombord:	3
Pilot	1
Passagerare	2
Personskador	Lindriga
Skador på luftfartyget	Totalhaveri
Andra skador	Miljö
Piloten:	
Ålder, certifikat	47 år, CPL(A)[3]
Total flygtid	674 timmar, varav 184 timmar på typen
Flygtid senaste 90 dagarna	55 timmar, samtliga på typen
Antal landningar senaste 90 dagarna	39

Anm.
Piloten innehar även flygcertifikat för helikopter. Flygtid och certifikatuppgifter i denna rapport avser endast flygplan.

[1] UTC (Coordinated Universal Time) - referens för angivelse av tid världen över.
[2] QNH anger det atmosfäriska trycket reducerat till havsytans medelnivå.
[3] CPL(A) (Commercial Pilot License, Aeroplane) – trafikflygarcertifikat för flygplan.

SAMMANFATTNING

Flygplanet, en Piper PA46-500TP Malibu Meridian, skulle genomföra en privatflygning från Västerås flygplats till Prag. Ombord fanns en pilot och två passagerare. Strax efter starten fick flygplanet motorstörningar varvid piloten beslutade att nödlanda på ön Björnö snett fram till höger i flygriktningen.

Flygplanet slog ner med vänster vinge först och rollade därefter ett antal varv innan det kom till slutligt stopp. Vid haveriet separerade båda vingarna samt delar av stjärtpartiet från flygplanet. Flygkroppen förblev relativt oskadad under haveriförloppet.

Samtliga tre ombordvarande klarade sig med lindriga skador. En specialstudie av förloppet visar att det sneda nedslaget medförde att flygplanets vingar kom att fungera som deformationszoner, vilket i hög grad bidrog till den lindriga skadebilden hos de ombordvarande.

Vid haveriet – som inträffade i ett område som ligger intill en sekundär skyddszon för vattentäkten till Västerås stad – uppkom ett betydande utsläpp av bränsle. Haveriplatsen sanerades därför efter olyckan. Undersökningar som företagits i området efter olyckan har inte utvisat några spår av kvarvarande kontaminering i marken.

Motorstörningen orsakades av skador i motorns powerturbinsektion. Sannolikt har skadorna initierats i en labyrinttätning till powerturbinen. Orsaken till de initiella skadorna i tätningen har inte kunnat fastställas. Det uppkomna felet kan dock inte anses ligga i en riskkategori där risken för upprepade felfunktioner av samma slag är hög.

Haverikommissionen har i denna rapport även uppmärksammat avsaknaden av fotodokumentation av olyckor och tillbud på svenska trafikflygplatser. Detta blir ur utredningssynpunkt särskilt allvarligt när det – som vid den nu inträffade olyckan – avser luftfartyg där inte ombordburen registeringsutrustning är obligatorisk. Av den anledningen har haverikommissionen rekommenderat Transportstyrelsen att utreda hur denna brist kan åtgärdas.

Olyckan orsakades av skador i powerturbinen som uppstått över tid, och som inte kunnat identifierats genom motorns föreskrivna underhållsprogram.

Säkerhetsrekommendationer

Transportstyrelsen rekommenderas att:

- Utreda förutsättningarna för att operativa övervakningskameror för utredningsändamål installeras på svenska trafikflygplatser. *(RL 2016:02 R1)*

- Arbeta för att frågan om operativa övervakningskameror för utredningsändamål på lämpligt sätt tas upp i det internationella flygsäkerhetsarbetet. *(RL 2016:02 R2)*

- Skärpa tillsynen avseende funktion och tillförlitlighet för mottagande av nödsignaler på frekvensen 121,5 MHz vid flygtrafikledningsorgan på svenska trafikflygplatser. *(RL 2016:02 R3)*

1. FAKTAREDOVISNING

1.1 Redogörelse för händelseförloppet

1.1.1 Förutsättningar

Flygplanet, en Piper PA46-500TP Malibu Meridian, se figur 1, skulle genomföra en privatflygning från Västerås flygplats till Prag. Ombord fanns en pilot och två passagerare. Flygplanet hade varit parkerat i hangar under natten och hade före starten taxats till en tankningsanläggning på flygplatsen där tankning utfördes.

Figur 1. Det aktuella flygplanet. Foto: Harri Koskinen.

Förberedelser inför flygningen utfördes normalt och utan kända problem. De operationella och vädermässiga förutsättningarna var goda och inga tekniska anmärkningar fanns noterade i flygplanets loggbok.

Driftsfärdplan, samt beräkningar av prestanda, massa och balans för den aktuella flygningen, hade enligt piloten utförts via ett typrelaterat dataprogram.

1.1.2 Starten

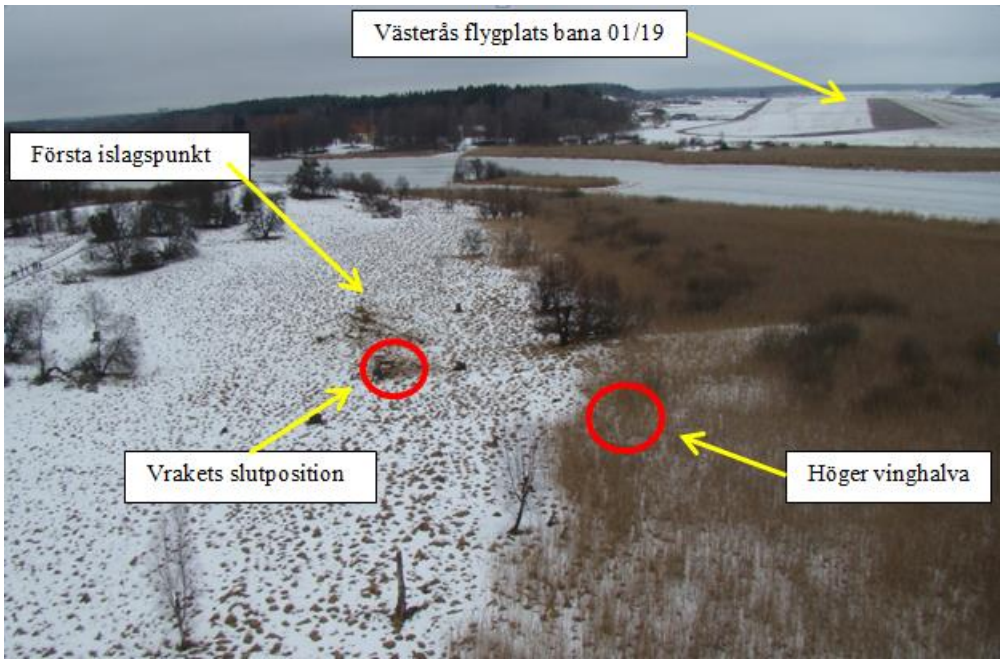
Flygplanet taxade ut via taxibanorna A och E för start bana 19, dvs. i sydlig riktning. Startpositionen från taxibana E innebar att den tillgängliga banlängden för start var 1 980 meter. Starten skedde kl.12.02 och förlöpte inledningsvis normalt. Efter att flygplanet lättat från banan fällde piloten in landningsstället och vingklaffarna. Strax därefter, på cirka 100 fots höjd, uppgav piloten över radio till flygledningen att de omgående ville vända tillbaka för landning på bana 01.

Flygledningen gav klarering för inflygning och landning bana 01. Inget svar erhölls dock från piloten utan flygledarna i tornet kunde se

hur flygplanet planade ut och fällde ut landningsstället igen, för att därefter sjunkande försvinna bakom en skogsridå.

1.1.3 Haveriet

Flygplanet slog ner på ett öppet område på ön Björnö i Mälaren strax söder om flygplatsen. Området består av delvis öppen, sank mark med ett flertal större stubbar. Vid nedslaget träffade flygplanet marken med vänster vinge först varvid en rotation startade och båda vingarna - samt delar av stabilisatorn - separerade från flygkroppen.



Figur 2. Haveriplatsen.

De spår som kunde uppmätas längs haverigatan visar att sträckan från första islag med vänstervingen till flygkroppens slutliga position var ca 50 meter. Huvuddelen av höger vinge återfanns dock ca 60 meter från huvudvraket, se figur 2. Den ungefärliga tiden för haveriförloppet från första islag till slutligt stopp har beräknats till knappt fyra sekunder. För utförligare beskrivning av förlopp och genomförd skadeanalys se avsnitt 1.15.

De tre personerna ombord erhöll endast lindriga skador vid olyckan och kunde själva lämna flygplansvraket. Ca sex minuter efter olyckan anlände två personer från ett företag på flygplatsen – och som hade fått information om att flygplanet fått problem vid starten – i helikopter för att om möjligt hjälpa de ombordvarande.

Signaler från flygplanets nödsändare hade uppfattats via en radio hos ett företag på flygplatsen, men signalerna hade inte mottagits hos flygtrafikledningen på flygplatsen.

Olyckan inträffade i position 59º34'18"N 016º37'29"E, 2 meter över havet.

1.1.4 Intervju med piloten

Piloten berättade under intervjun med haverikommissionen att det aktuella flygplanet var för hans eget bruk. Den amerikanska registeringen, N164ST, berodde på att flygplanet hade inköpts begagnat från USA. Flygplansindividen undergick för närvarande en process med syfte att införas på svenskt register med registreringen SE-MIC.

Flygningen som skulle utföras var en privatflygning till Prag. Enligt piloten genomfördes en rutinmässig inspektion av flygplanet före start. Inga anmärkningar eller fel kunde då konstateras.

Flygplanet tankades vid en tankanläggning och var parkerat där någon timme före starten. I enlighet med flyghandboken tillsattes vid tankningen ett tillsatsmedel mot isbildning i bränslet. Efter motorstart erhölls klarering för taxning från platta 6 till väntplats bana 19 via taxibanorna A och E. På grund av annan trafik blev starten fördröjd ett antal minuter.

De sista kontrollerna före start utfördes utan problem och klaffläge 10° sattes för starten. Efter erhållen startklarering drog piloten på till max. motoreffekt och påbörjade starten. Enligt intervjun upplevde piloten att accelerationen längs banan var ”som vanligt”. Lättning skedde enligt uppgift vid normal fart och stigning påbörjades och landningsstället samt klaffen fälldes upp.

Strax efter att dessa åtgärder hade utförts uppgav piloten att motorn tappade i effekt och på något sätt ”kvävdes”. På grund av den låga höjden bedömde piloten att det inte fanns tid att göra någon felsökning eller att vidta några åtgärder enligt nödchecklistan. När han konstaterat att motorn inte längre gav effekt kontaktade han flygledningen över radion och begärde att få vända tillbaka mot bana 01 för landning. Det fanns enligt piloten dock inte tillräcklig höjd för att kunna vända, varför flygningen inriktades på en nödlandning i flygriktningen.

Piloten upplevde att flygplanet blev svårt att kontrollera och liksom kanade under fortsatt höjdförlust. Farten uppfattades i detta skede vara väl över flygplanets kritiska fartområde, dvs. när stall[4] kan inträffa. Landningsstället togs ut igen och 10° klaff sattes. Piloten var inte säker på om landningsstället hade hunnit fällas ut till låst läge före kollisionen med marken.

Det fanns enligt piloten inget val avseende plats för nödlandningen. Strax efter flygplatsområdet – och något till höger i flygriktningen – fanns en öppen yta på Norra Björnö ca en halv kilometer från banänden. Piloten siktade på ytan och upplevde att allting därefter

[4] Förhållandet mellan fart och vingens anfallsvinkel reglerar lyftkraften. När dessa parametrar når vissa negativa gränsvärden minskar lyftkraften och vingen stallar.

gick mycket fort. Han var inte av uppfattningen att flygplanet hade stallat under händelseförloppet.

Piloten uppgav att flygplanet träffade marken ”hårt” med vänster vinge först och rollade därefter ett antal gånger tills det kom till slutligt stopp. Därefter stängde piloten – som endast erhöll lindriga skador vid haveriet – av all elektrisk utrustning. Passageraren i höger framsits var även han vid medvetande och endast lindrigt skadad.Passageraren i baksätet var medvetslös efter stötar mot huvudet vid haveriet, men vaknade till efter någon minut.

Samtliga ombordvarande lämnade flygplanet genom den bakre dörren. Flygplanets nödsändare – ELT (Emergency Locator Transmitter) – hade aktiverats vid nedslaget och stängdes av av en av passagerarna.

När de ombordvarande hade kommit ut ur flygplansvraket blev piloten uppringd av flygtrafikledningen på Västerås flygplats på sin mobiltelefon och informerade då om händelsen och statusen på de ombordvarande.

För intervjuer med vittnen samt övriga ombordvarande se avsnitt 1.18.1.

1.2 Personskador

	Besättning	Passagerare	Ombord-varande totalt	Övriga
Omkomna	-	-	0	-
Allvarligt skadade	-	-	0	-
Lindrigt skadade	1	2	3	Ej tillämpligt
Inga skador	-	-	0	Ej tillämpligt
Totalt	1	2	3	-

1.3 Skador på luftfartyget

Flygplanet totalhavererade.

1.4 Andra skador

Olycksplatsen är lokaliserad till den del av Björnö som är belägen inom skyddszonen för områdets grundvattentäkt. Flygplanet var vid olyckan tankat med ca 500 liter flygfotogen, varav merparten kom att läcka ut i terrängen.

Saneringsarbete utfördes med hjälp av absorptionsmedel, samt följande dag genom bortschaktning av det kontaminerade ytskiktet vid olycksområdet. För närmare beskrivning av vidtagna miljöskyddsåtgärder se avsnitt 1.15.3.

1.5 Personalinformation

1.5.1 Piloten

Piloten, 47 år, hade CPL(A) med gällande operativ och medicinsk behörighet.

Flygtid (timmar)				
Senaste	24 timmar	7 dagar	90 dagar	Totalt
Alla typer	0	12	55	674
Aktuell typ	0	12	55	184

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 39.
Inflygning på typ gjordes den 1 juni 2014.
Senaste PC[5] genomfördes den 1 juni 2014 på typen.

1.5.2 Pilotens tjänstgöring

Inte aktuellt

1.5.3 Övrig berörd personal

Inte aktuellt

1.6 Luftfartyget

1.6.1 Generellt

Piper PA-46-500TP är ett enmotorigt flygplan som drivs av en turbopropmotor. Det är lågvingat, har tryckkabin och är certifierat för en pilot och fem passagerare.

1.6.2 Flygplanet

Typcertifikatinnehavare	Piper Aircraft Inc.
Modell	PA-46-500TP (Malibu Meridian)
Serienummer	4697064
Tillverkningsår	2001
Aktuell flygmassa, kg	2 200 (max tillåten startmassa)
Masscentrumläge	Inom tillåtna gränser.
Total gångtid, timmar	2 767
Gångtid efter senaste periodiska tillsyn, timmar	40
Typ av bränsle som tankats före händelsen	JET A-1

[5] PC (Proficiency Check) – återkommande kontroll av flygkompetens.

Motor	
Typcertifikatinnehavare	Pratt & Whitney Canada Corp.
Motortyp	PT6A-42A
Antal motorer	1
Serienummer	PCE-RM0068
Total gångtid, timmar	2 767
Gångtid efter senaste periodiska tillsyn, timmar	40
Gångtid efter senaste översyn, timmar	Inte aktuellt
Propeller	
Typcertifikatinnehavare	Hartzell Propeller Inc.
Typ	HC-E4N-3Q med 8501 blad
Serienummer	HH1214
Total gångtid, timmar	2 767
Gångtid efter översyn, timmar	40
Gångtidsbegränsningar, timmar/cykler	Inga
Kvarstående anmärkningar: Inga	

Luftfartyget hade gällande luftvärdighetsbevis utfärdat av den federala luftfartsmyndigheten i USA (FAA[6]).

1.6.3 Nödchecklista

Flygplansmodellen har en nödchecklista för motorbortfall i samband med start (Engine Failure Immediately After Takeoff). Denna lista innehåller instruktioner avseende bl.a. rekommenderade farter, utfällning av landningsställ och klaff, flöjling av propellern samt vissa ytterligare punkter att utföra.

Enligt intervjun med piloten, se avsnitt 1.1.4. fanns emellertid inte något tidsutrymme för annat än förberedelse för den nödlandning som var omedelbart förestående.

1.6.4 Beräkning av massa och balansförhållanden

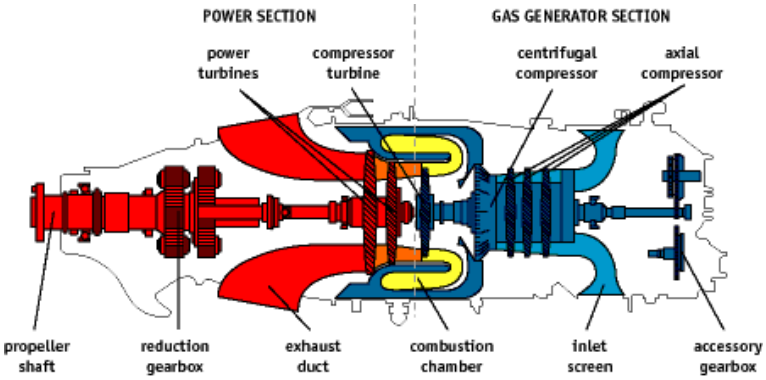
Flygplanet var lastat till den maximalt tillåtna startmassan 2 200 kilo och hade masscentrum inom godkänt balansområde.

[6] FAA – Federal Aviation Administration.

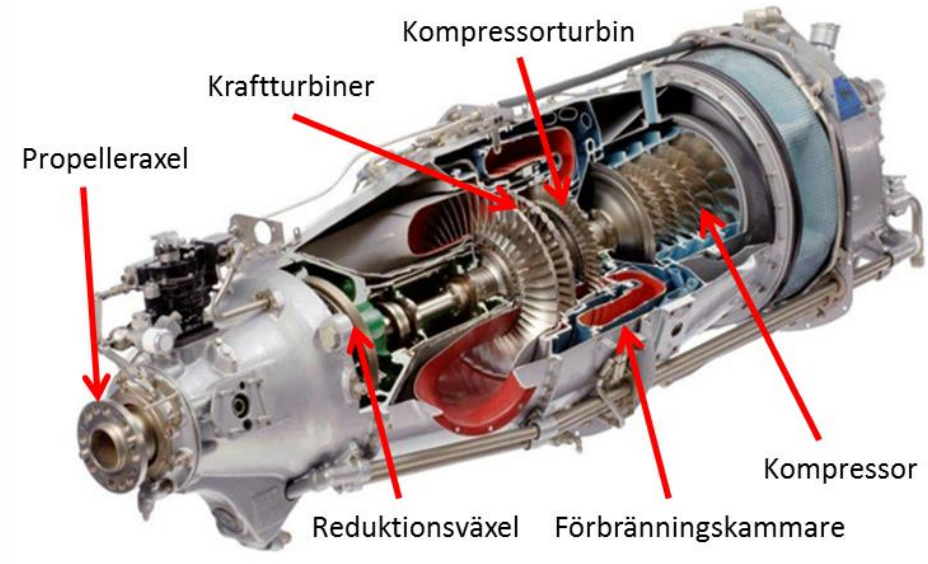
1.6.5 Motor- och propellersystem

Flygplanet var utrustat med en turbopropmotor av modell PT6A-42A tillverkad av Pratt & Whitney Canada. Motorn utvecklar 500 hk och har ett maximalt varvtal på 38 100 rpm. Modellen är en friturbinmotor som består av en gasgenerator och en tvåstegs powerturbin som driver utgående propelleraxel via en växellåda som reducerar varvtalet.

Enligt uppgift från typcertifikatinnehavaren har modellen historik att vara mycket driftsäker. Propellern var av modell HC-E4N-3Q tillverkad av Hartzell Propeller Inc. Den är 4-bladig, hydrauliskt kontrollerad, med möjlighet till flöjning och reversering. Propellervarvtalet är reglerat till 2 000 rpm.



Figur 3. Principskiss över PT6A:s två sektioner.



Figur 4. Principskiss av PT6A. Källa Pratt & Whitney.

1.6.6 Underhåll

En genomgång av flygplanets tekniska dokumentation visar att den årliga tillsynen utfördes den 19 december 2014, då också gällande FAA luftvärdighetsdirektiv blivit kontrollerade och utförda. Propellern har vid det tillfället även genomgått en översyn och statisk balansering.

Senaste HSI-undersökningen (Hot Section Inspection) av motorn blev utförd den 30 oktober 2008 vid 1 783 timmar total gångtid.

Omfattande underhållsåtgärder av flygplanets avionikutrustning blev utfört den 5 februari 2015. Underhållsintyget från tillfället var i enlighet med EASA Part-145 och utställt på registrering SE-MIC.

1.7 Meteorologisk information

Enligt SMHI:s analys: Vind syd till sydväst 5-8 knop, sikt 8-10 km, moln 5-8/8 med bas 2 000-2 500 fot, temperatur/daggpunkt +1/0 °C, QNH 1017 hPa.

1.8 Navigationshjälpmedel

Inte aktuellt

1.9 Radiokommunikationer

Kommunikationen mellan flygplanet och flygtrafikledningen på Västerås flygplats har spelats in. Det inspelade materialet i samband med olyckan har tillvaratagits av haverikommissionen.

I tabell i figur 5 framgår utdrag av den kommunikation som förekom mellan flygplanet och flygtrafikledningen under händelseförloppet. Det aktuella flygplanet hade vid tillfället anropssignalen Swedecopter 964.

Tid (LT[7])	Flygtrafikledningen Västerås	Swedecopter 964 (flygplanet)
11.55.18		*964 då är vi platta 6 och redo för taxi.*
11.55.23	*Swedcopter 964 taxa till väntplats bana 19 via A och E, bromsverkan på taxibana och platta måttlig till god.*	

[7] LT – Lokal tid.

11.58.23		*Och 964 vi är redo.*
11.58.26	*Swedcopter 964 ställ upp bana 19 och vänta.*	
11.58.29		*Ställer upp 19 och väntar, 964.*
12.01.28	*Swedecopter 964, bana 19 klart starta.*	
12.01.32		*Klart starta bana 19, 964.*
12.02.27		*964 vi vill komma in och landa omgående bana 01.*
12.02.31	*964 klart inflygning bana 01.*	
12.02.36	*964, vinden 180° 7 knop, bana 01 klart landa.*	
12.03.59	*Swedecopter 964 tornet?*	

Figur 5. Tabell över radiokommunikationen med flygplanet.

Ingen ytterligare radiosändning från flygplanet registrerades.

1.10 Flygfältsdata

1.10.1 Generellt

Flygplatsen hade status enligt AIP[8] Sverige/Sweden. Haverikommissionen har undersökt de fasta kameror som fanns monterade inom flygplatsområdet. Inga kameror var dock riktade mot bana eller inflygningssektorer, utan hade platta och uppställningsområden som huvudsakliga målområden.

1.10.2 Flygledningen samt utrustning i tornet (TWR)

Flygledningen

Tillhandhållare av flygtrafiktjänst på Västerås flygplats är Aviation Capacity Resources (ACR). Flygplatsen har dock ansvaret för den tekniska utrustningen i tornet. Vid tillfället för olyckan var tornet bemannat med två flygledare, två flygledarelever samt en flygledarassistent. Vid tillfället satt en av eleverna i position och kom

[8] AIP (Aeronautical Information Publication) – luftfartsinformation av varaktig natur.

därför att genomföra den kommunikation med flygplanet som redovisats i avsnitt 1.9.

Haverilarmet utlöstes av en av flygledarna när flygplanet försvunnit ur sikte. Den kontakt som etablerades via mobiltelefon med piloten efter haveriet hanterades även den av en av flygledarna.

ELT

Vid haveriet aktiverades flygplanets ELT. Signalen på frekvensen 121,5 MHz uppfattades tydligt via en mottagare hos ett flygföretag på flygplatsen. I tornet uppfattades dock ingen signal. Efter händelsen har den uteblivna signalen utretts av ACR, varefter följande åtgärder har vidtagits:

- SAAB ATM – som svarar för service av tornets radioanläggning – har utfört tillsyn på utrustningen efter händelsen. Båda mottagarna kontrollerades med godkänt resultat och inga störningsorsaker eller felfunktioner kunde konstateras.

- Provning i fält utfördes den 29 juni 2015 med sändning från en bärbar radiosändare från haveriplatsen på frekvensen 121,5 MHz. Vid proven kunde konstateras att signalerna inte kunde uppfattas via mottagarna i tornet.

- ACR har uppgivit att anledningen till den uteblivna ELT-signalen kommer att utredas ytterligare. Även radiotäckningen i flygplatsens närområde ska undersökas och vid behov ska antenner flyttas för att minimera risken för områden med radioskugga.

De bestämmelser som var gällande avseende passning av nödfrekvenser vid tidpunkten för haveriet återfinns i Transportstyrelsens föreskrifter och allmänna råd om flygtrafikledningstjänst (ATS), 3 kap:

11 § När flygtrafikledningstjänst ska utövas, ska de teleförbindelser som behövs för luftfarten vara tillgängliga samt möjliggöra
1. radiotelefoni med de luftfartyg som befinner sig inom flygtrafikledningsenhetens ansvarsområde,
2. samtidig passning på nödfrekvenser med möjlighet till avlyssning från samtliga arbetspositioner för flygledare och AFIS-personal,
3. - - -

Den 1 december 2015 trädde Transportstyrelsens föreskrift TSFS 2015:51 i kraft. Föreskrifterna gäller bland annat för de flygtrafikenheter som utöver alarmeringstjänst för luftfart. För säkerställande av dubbelriktad radiokommunikation för nöd och iltrafik har följande krav införts:

14 § En flygtrafikledningsenhet ska säkerställa dubbelriktad radio-kommunikation på 121,5 MHz inom kontrollerat luftrum samt trafik-informationszon och trafikinformationsområde för att säkerställa mottagning och kommunikation av nödtrafik- och iltrafikmeddelanden.

Flygledningen på flygplatsen har uppgett att problem med mottagning av signalen på 121,5 MHz inte tidigare har upplevts. Vid tidigare test av nödsändare – utförda av bl.a. flygföretag på flygplatsen – har signalerna kunnat uppfattas.

1.10.3 Kameraövervakning på svenska trafikflygplatser

Bakgrund

Säkerhetsnivåerna inom den kommersiella luftfarten har under de senaste femtio åren undergått stora förändringar vilket har medfört att antalet flygolyckor gradvis minskat över tid. Detta kan tillskrivas ett flertal faktorer där teknisk utveckling och kvalitetssystem inom flygindustrin kan sägas ha utgjort grundpelare för en ökad säkerhet.

En annan faktor som påverkat flygsäkerheten positivt är de haveriutredningar som löpande genomförs i samband med olyckor eller allvarliga tillbud. Dessa utredningar har inte bara som syfte att fastställa orsaker, utan har som sitt yttersta mål att förhindra en upprepning av händelsen genom att rekommendera förändringar inom de områden där grundorsaken till en olycka återfinns. Detta arbete omfattar hela spektrat inom luftfartsindustrin, från design och tillverkning till samspelet människa – maskin vid användning av luftfartyget.

På 1960-talet utvecklades registreringsutrustning för luftfartyg i avsikt att underlätta utredningsarbetet vid flygolyckor. Utrustningen består normalt av en färdregistrator (Flight Data Recorder, FDR) och en ljudregistrator (Cockpit Voice Recorder, CVR). Utrustningen blev obligatorisk (huvudsakligen för trafikflygplan över 5 700 kilo) först i Australien och sedan i USA. Denna utrustning har som enda uppgift att i utredningssyfte lagra data och utgör nu standard inom den globala kommersiella luftfarten.

Möjligheten att med hjälp av denna utrustning i efterhand kunna utläsa ett luftfartygs rörelsemönster – ofta kombinerat med analys av de beslut som fattats i cockpit – har blivit det enskilt viktigaste verktyget för utredning av flygolyckor i modern tid. Data från registreringsutrustningen är emellertid inte alltid tillräckligt för att ensamt uppnå ett tillfredsställande utredningsresultat och utrustningen finns inte heller installerad på mindre luftfartyg.

Haverikommissionens faktainsamling

I samband med utredningen av ett flyghaveri samlar den utredande myndigheten inledningsvis in alla fakta som ska ligga till grund för analys och eventuella rekommendationer. Den tidigare nämnda registreringsutrustningen utgör då en viktig informationskälla. I många fall behöver dock registrerade data verifieras och kontrolleras mot andra källor som på något sätt registrerat händelsen.

Statens haverikommission har i samband med vissa utredningar använt filmer eller foton som kompletterande fakta till de registrerade data som tillvaratagits från luftfartygets utrustning. I vissa fall – oftast vid olyckor och tillbud med mindre luftfartyg – har film- och fotomaterial utgjort det enda faktamaterial där luftfartygets rörelsemönster närmare kunnat analyseras.

Det fotomaterial som kunnat användas i utredningssyfte har vanligtvis sitt ursprung från någon av följande två källor:

- Foton eller filmer från övervakningskameror på flygplatser som händelsevis varit riktade mot inflygningssektorer eller bansystem.

- Foton eller filmer som tagits av media eller privatpersoner.

Det kan dock konstateras att filmer som registrerat ett händelseförlopp vid en flygolycka är ett sällsynt inslag i det faktaunderlag som haverikommissionen har att bearbeta. I detta sammanhang bör även nämnas att haveristatistiken utvisar att drygt 50 % av alla flygolyckor sker i samband med start/utflygning eller inflygning/landning, dvs. på flygplatsen eller i dess närområde.

Samhället av idag är till stora delar kameraövervakat. Det kan gälla allt från offentliga miljöer till butiker och kommunikationer. Även de flesta större flygplatser har idag en relativt omfattande inre och yttre kameraövervakning där syftet huvudsakligen är inriktat på bevakning av olika säkerhetsskäl. Övervakningen på ”airside” omfattar vanligtvis inte manöverområden, dvs. banor och taxibanor, utan är begränsad till plattor, uppställningsplatser och terminalområden.

Det finns för närvarande inga krav på kameraövervakning av de operativa delarna på svenska trafiklygplatser, dvs. inflygningssektorer, bansystem och taxibanor.

Kameraövervakning regleras i kameraövervakningslagen (2013:460), vars syfte är att tillgodose behovet av kameraövervakning för berättigade ändamål samtidigt som enskilda skyddas mot otillbörliga intrång i den personliga integriteten.

1.11 Färd- och ljudregistratorer

1.11.1 Färdregistratorer

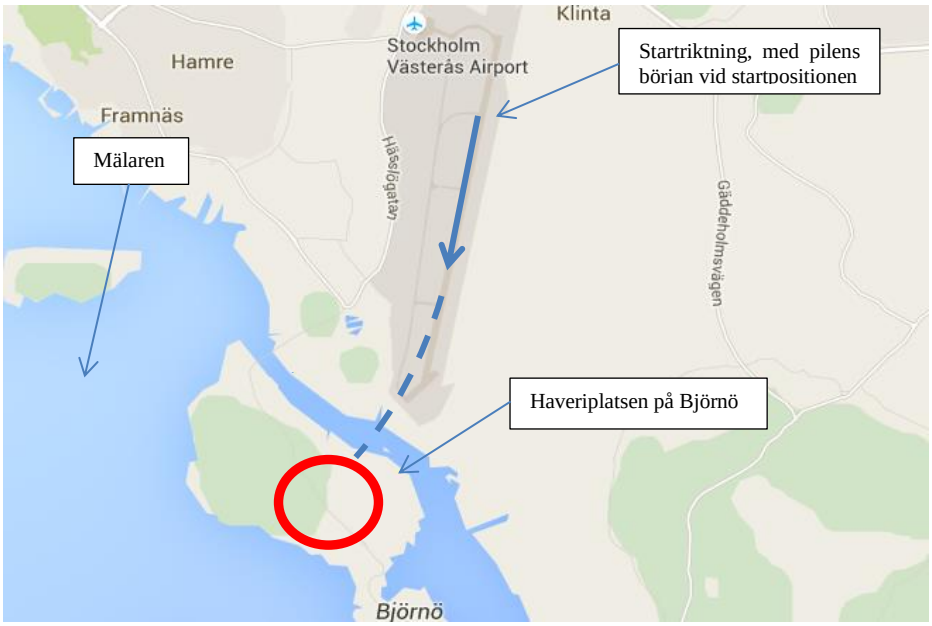
Färd- eller ljudregistrator fanns inte installerade och är heller inte ett krav för denna kategori av luftfartyg.

Flygplanet var utrustat med en fast monterad GPS av modellen Garmin G500. Denna modell har inte någon minnesfunktion som kan användas i utredningssyfte.

1.12 Olycksplats och luftfartygsvrak

1.12.1 Olycksplatsen

Olycksplatsen är belägen på ön Björnö i Mälaren, se figur 6. Avståndet till banänden är ca en halv kilometer.



Figur 6. Karta över Västerås med haveriplatsen inlagd. Källa: Google.

Området där nedslaget skedde består av sank ängsmark med enstaka inslag av trädstubbar. Vid tillfället för olyckan var området delvis snötäckt och hade endast ytlig tjäle.

1.12.2 Luftfartygsvraket

Skadorna på flygplanet var betydande. Flygkroppen vilade på höger sida i nedslagsriktningen. Båda vingarna var avbrutna vid infästningarna till flygkroppen. Vänster vinge låg ca 20 meter bakom flygplanskroppen och höger vinge lokaliserades i ett vassparti ca 60 meter framför vraket.

Figur 7. Haveriplatsen med flygplansvraket.

Motorsektionen hade till största delen brutits av vid det brandskott som separerar kabinsektionen från motorinstallationen. Samtliga fyra propellerblad var skadade och böjda, men uppvisade ingen skadebild som kunde tyda på att den lämnat dragkraft vid nedslaget. Flygplanets vingtankar deformerades vid haveriet varvid ett omfattande bränsleutsläpp uppkom.

Vid den undersökning av olycksplatsen och flygplansvraket som utfördes på plats kunde inga spår av kollision med fåglar eller föremål identifieras.

Figur 8. Haveriplatsen med flygkroppen.

Flygkroppen var förhållandevis intakt utan större strukturella skador. Samtliga säten var hela och hade inte lossnat från sina fästen. Instigningsdörren på vänster sida av flygkroppen var i stort sett oskadad och hade inte blockerats, varför de ombordvarande kunde

använda denna dörr för evakuering efter haveriet. Se avsnitt 1.15.5 avseende säkerhetsbälten.

Efter en inledande undersökning på olycksplatsen flyttades vraket till SHK:s tekniska lokal där en mer detaljerad undersökning av flygplanet kunde utföras.

1.12.3 Teknisk undersökning av flygplansvraket

Motor och propeller

Vid den undersökning som utförts av haverikommissionen kunde inga fel eller felfunktioner identifieras som bedöms ha kunnat påverka händelseförloppet eller haveriet.

Motorn, med hjälpapparater och komponenter, var förbunden med flygkroppen i rättvänt läge. Motorfästena var delvis avbrutna vid förbindelsen med flygkroppen vid motorns brandskott. Propellern satt kvar på sin axel och uppvisade kraftiga böjskador på samtliga blad. Motorn monterades i ett senare skede bort från flygplansvraket och skickades på teknisk undersökning.

Vingar och roderytor

Båda vingarna separerade från flygkroppen vid sina infästningar. Den högra vingen hade brutits i två delar. Den horisontella stabilisatorn hade delvis separerat från flygkroppen. Den vertikala fenan hade böj- och stötskador men satt kvar på flygkroppen. Huvudlandningsstället hade betydande skador och återfanns under respektive vinge. Nosstället var avbrutet vid sina infästningar och hade separerat från flygkroppen.

Figur 9. Flygkroppen i SHK:s hangar.

Samtliga styrorgan, roderytor samt kontrollinor undersöktes så långt det var praktiskt möjligt och befanns vara intakta. Inga spår av kollision med fåglar eller föremål kunde identifieras på några delar av flygplansvraket.

Kabinen

Flygplanets kabin, med två stolar i främre sektionen och fyra stolar med s.k. club seating i bakre sektionen, se figur 15, var förhållandevis oskadad. Stolarna var kvar i sina fästen och samtliga undersökta säkerhetsbälten var intakta.

Förarplats och instrumentpanel var i stort sett oskadade efter haveriet. Övriga paneler och reglage vid de främre platserna uppvisade endast en lindrig skadebild. Haverikommissionen har undersökt de reglagepositioner och inställningar som kunnat avläsas men inte kunnat identifiera några avvikelser som bedömts kunnat påverka händelseförloppet.

Reglaget MOR (Manual Override Lever) återfanns utanför normalt OFF-läge, se avsnitt 1.16.3.

1.12.4 ELT

Nödsändaren (ELT) av typ ME 406 som var monterad i flygplanets bakkropp aktiverades vid händelsen. Sändaren är avsedd för att sända ut nödsignaler vid ett eventuellt haveri eller nödläge. Aktivering kan göras manuellt med en knapp på instrumentpanelen i flygplanet eller genom automatisk aktivering vid en retardation på 2,4 g eller högre. Vid aktivering sänds radiosignaler ut på två olika frekvenser, 121,5 och 406 MHz.

121,5 MHz-signalen är en standardiserad nödfrekvens inom flyget och kan uppfattas av flygledningsenheter och luftfartyg som har frekvensen inställd på sin kommunikationsradio. 406 MHz-nödfrekvensen sänder ut en kodad signal som bl.a. omfattar flygplanets registrering och modell och som satelliter sedan vidarebefordrar till svenska Sjö- och flygräddningscentralen, JRCC. Den kodade signalen hade vid olyckstillfället SE-MIC som flygplanets registrering. Signalen på frekvensen 406 MHz hade uppfattats dels av JRCC, dels av en norsk markstation.

ELT-enheten skickades efter olyckan på teknisk undersökning till en radioverkstad. Vid undersökningen kunde inte några fel eller felfunktioner identifieras, varken på enheten eller på de utgående nödsignalerna.

Haverikommissionen utförde en okulär besiktning på antennkabel och antenn installerade i flygplanet. Antennkabelns resistans blev undersökt och konstaterades vid kontrollmätning ha godkända värden.

1.13 Medicinsk information

Ingenting har framkommit som tyder på att pilotens psykiska eller fysiska kondition varit nedsatt före eller under flygningen.

1.14 Brand

Brand uppstod inte.

1.15 Överlevnadsaspekter

1.15.1 Bestämmelser

Räddningstjänst

Bestämmelser om räddningstjänst finns framför allt i lagen (2003:778) om skydd mot olyckor (LSO) och förordningen (2003:789) om skydd mot olyckor (FSO).

Med räddningstjänst avses, enligt 1 kap. 2 § första stycket LSO, de räddningsinsatser som staten eller kommunerna ska ansvara för vid olyckor och överhängande fara för olyckor för att hindra och begränsa skador på människor, egendom eller miljön. Staten ansvarar för fjällräddningstjänst, flygräddningstjänst, sjöräddningstjänst, miljöräddningstjänst till sjöss, räddningstjänst vid utsläpp av radioaktiva ämnen samt efterforskning av försvunna personer i vissa fall. Respektive kommun ansvarar enligt 3 kap. 7 § LSO för övrig räddningstjänst.

Vid flyghaverier inom Sveriges sjöterritorium och inom Sveriges ekonomiska zon ska enligt 4 kap. 2 § LSO den myndighet som regeringen bestämmer ansvara för räddningstjänst. Vad som nu sagts gäller inte vattendrag, kanaler, hamnar och andra insjöar än Vänern, Vättern och Mälaren. Myndigheten ska bl.a. också ansvara för efterforskning av luftfartyg som saknas.

Regeringen har i 4 kap. 2 § FSO[9] utsett Sjöfartsverket att ansvara för flygräddningstjänsten. Flygräddningstjänsten leds från den svenska Sjö- och flygräddningscentralen Joint Rescue Coordination Centre, JRCC. I Västerås kommun, där haveriet inträffade, utförs den kommunala räddningstjänsten av Mälardalens brand- och räddningsförbund (MBR).

Om fara för liv, hälsa eller egendom eller för skada i miljön inte lämpligen kan hindras på något annat sätt får räddningsledaren, enligt 6 kap. 2 § första stycket LSO, vid en räddningsinsats bereda sig och medverkande personal tillträde till annans fastighet, avspärra eller utrymma områden, använda, föra bort eller förstöra egendom samt göra andra ingrepp i annans rätt, i den mån ingreppet är försvarligt

[9] FSO – Förordning (2003:789) om skydd mot olyckor.

med hänsyn till farans beskaffenhet, den skada som vållas genom ingreppet och omständigheterna i övrigt.

Säkerhetsutredning inom civil luftfart

Utredningar av luftfartshändelser regleras i huvudsak av förordningen (EU) nr 996/2010 om utredning och förebyggande av olyckor och tillbud inom civil luftfart och lagen (1990:712) om undersökning av olyckor, LUO. I Sverige är det Statens haverikommission (SHK) som är myndighet för säkerhetsutredningar.

Enligt artikel 13 i förordningen (EU) nr 996/2010 får ingen ändra på olycksplatsens skick i avvaktan på säkerhetsutredarnas ankomst. Undantag gäller för sådana åtgärder som kan vara nödvändiga av säkerhetsskäl eller för att bistå skadade personer, eller om de myndigheter som har kontroll över platsen har gett uttryckligt tillstånd, om möjligt, i samråd med myndigheten för säkerhetsutredning.

Enligt 9 § LUO har den myndighet som gör undersökningen rätt att få tillträde till platsen för olyckan eller tillbudet. Om tillträde vägras, får myndigheten begära att Polismyndigheten lämnar den hjälp som behövs.

Om det har inträffat en olycka eller ett tillbud som undersöks får, enligt 11 § LUO, egendom som kan antas vara av betydelse för undersökningen inte rubbas utan tillstånd av Polismyndigheten eller den myndighet som undersöker olyckan eller tillbudet. Detta gäller inte om egendomen rubbas för att rädda människoliv eller om det i övrigt finns synnerliga skäl för det.

1.15.2 Larm om händelsen

Direkt efter start såg personalen i flygledartornet att flygplanet planade ut på låg höjd och fällde ut landningsstället. I samband med detta begärde piloten att få återvända till flygplatsen för att landa. Flygledaren utlöste varningslarmet kl. 12.02 och flygplanet försvann söderut bakom en skogsridå.

Efter att flygplanet försvunnit utom synhåll från flygledartornet svarade det inte på anrop och ingen signal från flygplanets nödsändare (ELT) kunde uppfattas i tornet.

SOS Alarm ringde upp flygledartornet kl. 12.04 för att koppla ett trepartssamtal med JRCC. Efter en knapp minuts samtal förstod flygledaren att JRCC inte var delaktiga i samtalet. Flygledaren avslutade därför telefonsamtalet och ringde direkt till JRCC och informerade om händelsen. Eftersom trepartssamtalet inte fungerade som planerat försenades informationen till JRCC med ungefär en minut. Det har senare framkommit att anledningen till att trepartssamtalet inte fungerade var en felhantering av en operatör hos SOS Alarm.

Över tid genomförs återkommande test av trepartssamtal mellan aktörerna på initiativ från flygplatsen. Av testresultaten under 2014 framgår att det inte varit problem med trepartssamtal.

Vid JRCC klassades ärendet som ett nödläge och räddningshelikoptern vid helikopterbasen i Stockholm larmades. Personal i flygledartornet fick telefonkontakt med piloten kl. 12.07 som då uppgav en ungefärlig position för haveriet. Det var dock initialt osäkert om haveriet inträffat i Mälaren eller på land.

En helikopter tillhörande pilotens företag startade från flygplatsen kl. 12.08. Minuten senare meddelades från helikoptern till flygledartornet att de tre personerna som varit ombord på flygplanet kunde iakttas på Björnö, en ö som är ett naturreservat i Mälaren belägen strax söder om flygplatsen.

SOS Alarm larmade den kommunala räddningstjänsten MBR kl. 12.10.

1.15.3 Initial räddningsinsats

Insatsledaren från flygplatsens räddningstjänst var först framme på haveriplatsen och tog kontakt med de tre personerna som hade tagit sig ut ur flygplanet. Några minuter senare, kl. 12.22, kom räddningsledaren från MBR och ambulans till platsen.

Läget på olycksplatsen var relativt statiskt när räddningsenheterna anlände. Flygplansvraket låg sönderslaget på en öppen yta som gränsade till stranden av Mälaren. Uppgift erhölls från piloten att flygplanet innehållit ungefär 500 liter flygbränsle i vingarna vid starten. Räddningsledaren konstaterade också att det luktade starkt av flygbränsle på platsen. De tre som varit ombord i flygplanet bedömdes som lindrigt skadade och kunde själva gå till ambulansen. De transporterades till sjukhuset för uppföljning.

Eftersom haveriplatsen var lokaliserad till Björnö och inte i vattnet i Mälaren avslutade JRCC flygräddningstjänsten kl. 12.28. Vid det tillfället övergick händelsen till kommunal räddningstjänst enligt räddningsledaren vid MBR. I samråd med räddningsledaren utförde polisen därefter avspärrning av området runt haveriplatsen genom att sätta upp avspärrningsband.

Med hänsyn till utsläppet av flygbränsle begärde räddningsledaren att en restvärdeledare skulle kontaktas. Räddningsledaren begärde också att kommunens Miljö- och hälsoskyddsförvaltning skulle kontaktas och att en representant därifrån skulle komma till platsen för hjälp med bedömningen av nödvändiga åtgärder bl.a. med hänsyn till utsläppet av flygbränsle och närheten till kommunens vattenverk Hässlö.

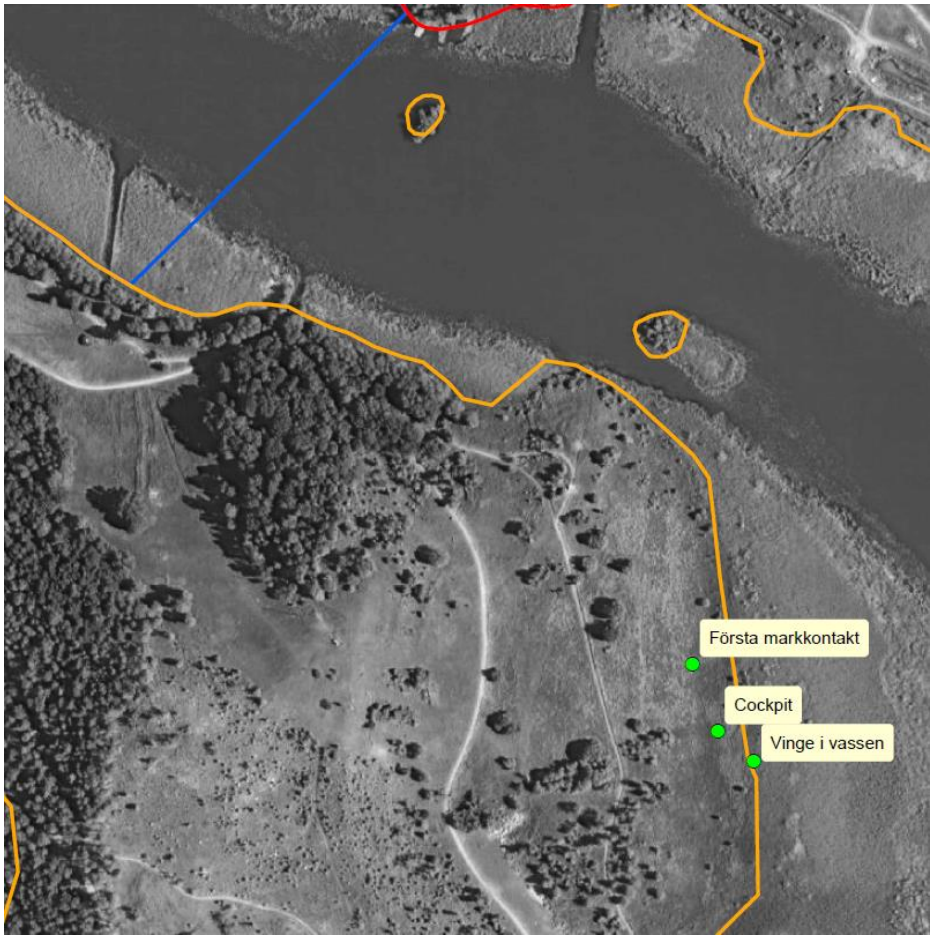
1.15.4 Fortsatt räddningsinsats

Tre inspektörer kom till platsen från kommunens Miljö- och hälsoskyddsförvaltning. Tillsammans med räddningsledaren undersöktes haveriplatsen för att ta reda på utbredningen och omfattningen av bränslespillet. Nedslagsplatsen för haveriet bedömdes ligga strax intill en sekundär skyddszon för vattentäkten till Västerås stad.

Bärgningsföretaget som SHK anlitat för att utföra bärgningen av flygplansvraket anlände till haveriplatsen före haverikommissionens utredare. Vid detta tillfälle uppstod en diskussion med räddningsledaren om dennes rätt att vistas på olycksplatsen och att flytta på vrakdelarna.

När SHK:s haveriutredare kom till platsen strax efter kl. 15.00 diskuterades med räddningsledaren förutsättningarna och vilka behov av åtgärder som behövdes på platsen. I sammanhanget framförde haveriutredarna från SHK att undersökningen av haveriplatsen skulle utföras innan sorbtionsmedel spreds ut över området. Detta medförde att utläggning av sorbtionsmedel blev fördröjd under tiden som haverikommissionens dokumentation och undersökning av flygplansvrak och olycksplats fortgick.

Utöver åtgärder under räddningsinsatsen behövde även sanering utföras genom att bl.a. schakta bort det kontaminerade översta jordlagret. Miljö- och hälsoskyddsinspektören medgav att det arbetet kunde vänta till nästkommande dag. I efterhand har haverikommissionens undersökning visat att nedslagsplatsen låg inom skyddszonen för grundvattentäkten (se figur 10).



Figur 10. Gräns med gul linje för sekundär skyddszon till vattentäkt. Positionerna för första markkontakt och större vrakdelar är markerade med gröna punkter.
© Lantmäteriet Dnr R61749_13002

Arbetet på haveriplatsen kom därmed att delas upp så att haverikommissionens undersökning utfördes först och att det sedan kunde påbörjas arbete med spridning av sorbtionsmedel. När flygplansvraket hade bärgats bort under kvällen pumpades också flygbränsle upp som samlats på marken i ojämnheter och på vattenytor.

Senare under räddningsinsatsen utfördes även saneringsåtgärder genom att det kontaminerade jordlagret schaktades bort dagen efter haveriet. Miljöräddningsinsatsen avslutades kl. 13.00 den 16 februari.

De undersökningar och analyser som företagits i området efter olyckan har inte utvisat några spår av kvarvarande kontaminering i marken.

1.15.5 Ombordvarandes placering och skador samt användning av bälten

De ombordvarande fick endast lindriga skador vid olyckan. Piloten satt i vänster framsits och hade den ena passageraren bredvid sig i höger framsits. Den andra passageraren var placerad i höger säte på bakersta raden.

Samtliga ombordvarande använde trepunktsbälten. De två främre stolarna var utrustade med bälten som hade uppblåsningsbara krockkuddar av fabrikat AMSAFE. Systemet består av uppblåsbara sektioner i höftbältena. Kuddarna fylls av en uppblåsningsanordning som styrs av en elektronisk kontrollenhet.

När sensorer i kontrollenheten känner av en stötkraft i flygplanets längdriktning på 9 g eller mer under ca 40 millisekunder, aktiveras krockkuddarna i säkerhetsbältena och ger då ett ökat skydd för pilot och passagerare. Krockkuddarna i säkerhetsbältena aktiverades emellertid inte vid olyckan.

Vid haverikommissionens undersökning konstaterades att samtliga bälten var intakta och fungerade utan anmärkning vid test. Ingen av de ombordvarande har uppgett att säkerhetsbältena haft någon felfunktion eller utgjort hinder vid evakueringen efter haveriet.

Enligt beräkningar som SHK låtit utföra har stötkrafterna i flygplanets längdriktning inte överskridit 9 g under den tidsperiod som behövdes för att aktivera de installerade krockkuddarna, se avsnitt 1.15.6.

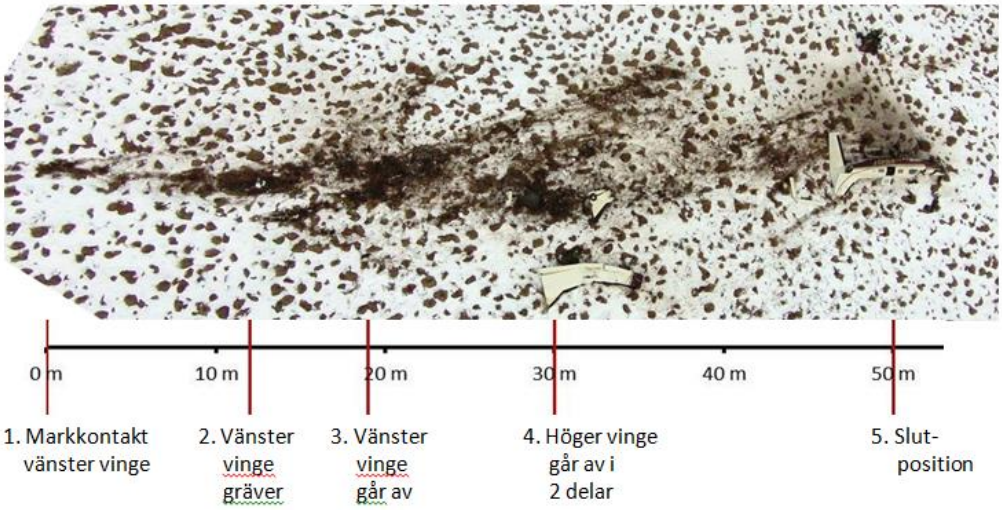
1.15.6 Strukturella överlevnadsfaktorer

Med anledning av att den inträffade olyckan endast medförde lindriga skador hos de ombordvarande, har haverikommissionen beslutat att närmare utreda de omständigheter som gjorde att detta haveri var överlevnadsbart.

Många flygolyckor där kollisionen med marken sker på ett – helt eller delvis – okontrollerat sätt har oftast en tendens att sluta illa för de ombordvarande. I det aktuella fallet blev stora delar av flygplanet demolerat, men kabinsektionen förblev nära nog intakt i samband med haveriet.

För att närmare analysera denna del av händelsen har haverikommissionen anlitat Bo Persson, XICE AB, för beräkningar av krafter och energiupptagning under haveriförloppet. I detta avsnitt i rapporten presenteras endast valda delar av utredningen, som i sin helhet finns bifogad som bilaga till rapporten.

Den följande beskrivningen av haveriförloppet använder första islagspunkt som nollreferens. Siffrorna vid respektive stycke återfinns dels vid uppskattning av energiförlusterna i figur 11 nedan, dels i grafiken i figur 12 och 13.



Figur 11. Drönarbild över haverigata och vrak med referenspunkter (XICE AB).

1. Den första markkontakten skedde med vänster vingspets på avståndet 0 meter, sannolikt med viss kvarvarande lyftkraft men med måttlig sjunkhastighet. Attityden var i detta skede sannolikt svagt ”nos ner”.

2. Lyftkraften avtog sedan under ökande lutning varefter släpande spår uppstod fram till ca + 12 meter då vingen grävde ner sig i underlaget. Skadorna på vingen tyder på att den i detta skede börjat tryckas uppåt och samtidigt deformeras.

3. Vid ca + 18 meter utsattes vänstervingen för så stora laster att den gick av vid infästningen. Detta stöds av deformationerna vid brottområdet som visar att vingen brutits loss ”uppåt”. Motkraften mot flygkroppen initierade då en rotation av flygkroppen medurs kring rollaxeln.

4. Flygkroppen – med endast höger vinge kvar – slog i marken ganska ”platt” under kraftig rollrotation åt höger. Vid denna punkt, ca + 30 meter, bröts nosstället av och höger vinge slog i marken varvid ytterdelen bröts loss och flög med hög fart snett åt vänster och landade i vassen på avstånd + 110 meter. Höger vingstump grävde samtidigt ett djupt hål i marken och gick av.

5. Flygkroppen – nu utan vingar – studsade upp i luften igen på ca + 40 meter. Spår på marken vid denna position visade att stabilisatorn tog i marken och fenan deformerades. I detta läge, när flygplanskroppen i stort sett var inverterad, närmade sig farten noll i färdriktningen. Flygplanet föll över åt vänster och stannade i sin slutliga position (+ 50 meter).

Den uppspruckna plåten mellan motor och kabin vittnar om att motorinstallationen utsatts för ett flertal stötar i sidled under förloppet. Fyndet visar bl.a. att flygplanets retardation inte huvudsakligen var en konsekvens av kraftigare stötar rakt framifrån, innebärande att

motorinstallationen inte trycktes in i kabinen, utan var till största delen ett resultat av krafter från sidan. Denna omständighet har sannolikt bidragit till att svårare personskador kunnat undvikas.

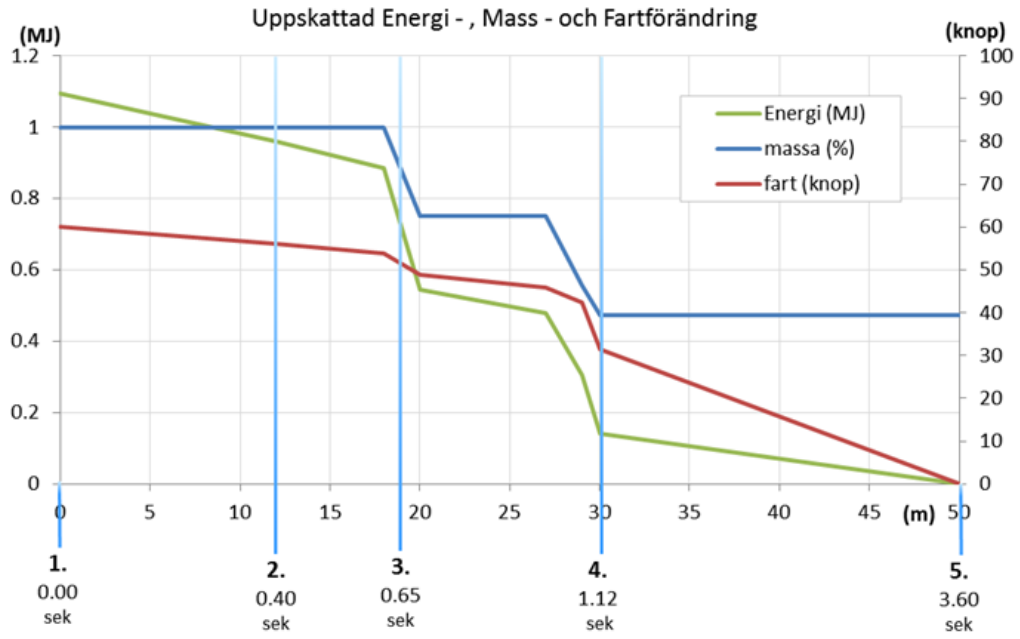
Fördelningen av energiförluster under haveriförloppet kan procentuellt uppskattas enligt följande:

Förloppsposition	1		2		3		4		5
Markkontakt 25%	0%		1%		9%		13%		2%
Luftkrafter 39%		12%		6%		8%		13%	
Massförluster 36%	0%		0%		20%		16%		0%
Totalt 100%									

Figur 12. Tabell över energiförluster.

I tabellen i figur 12 kan utläsas att den övervägande delen av energin vid haveriet (61%) har absorberats av den relativt mjuka underliggande terrängen i kombination med förlust av vingarna. Att energiförlusten var större när vänster vinge gick av än när höger vinge gick av med två brott, beror på att farten var högre när vänster vinge gick av.

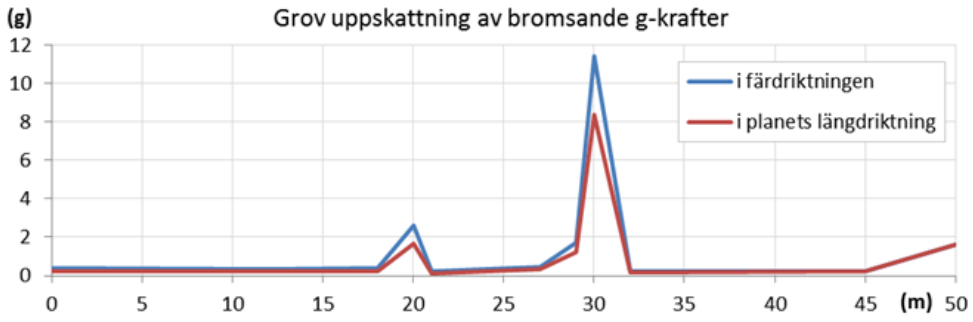
Med ovanstående värden som grund erhålls följande uppskattningar av energi och fart som funktion av sträcka och tid:



Figur 13. Grafik över inträffade förändringar under haveriförloppet.

I grafiken i figur 13 kan iakttas hur energin avtar över tid och med minskande massa i takt med att vingarna separerar från flygkroppen.

En linjär uppskattning av de bromsande g-krafterna i flygplanets färdriktning under haveriförloppet har utförts. Eftersom flygplanet girar under förloppet är färdriktningen inte samma som flygplanets längdriktning. Uppskattningen baseras på att flygplanets girvinkel vid 0 meter är 60°, vid 30 meter 45° och vid slutpositionen 0°.



Figur 14. Grafik utvisande g-krafter under haveriförloppet.

Av diagrammet i figur 14 framgår att g-krafterna i planets längdriktning sannolikt uppgick till ca 8,5 g. Detta medförde att de uppblåsbara krockkuddar som var installerade i säkerhetsbältena vid de främre platserna – och som aktiveras vid 9 g – inte utlöstes vid haveriet.

1.15.7 Medicinska överlevnadsfaktorer

I avsikt att utreda de medicinska faktorer som låg bakom den lindriga skadebilden för de ombordvarande vid olyckan, har haverikommissionen anlitat professor Ulf Björnstig, Umeå universitet.

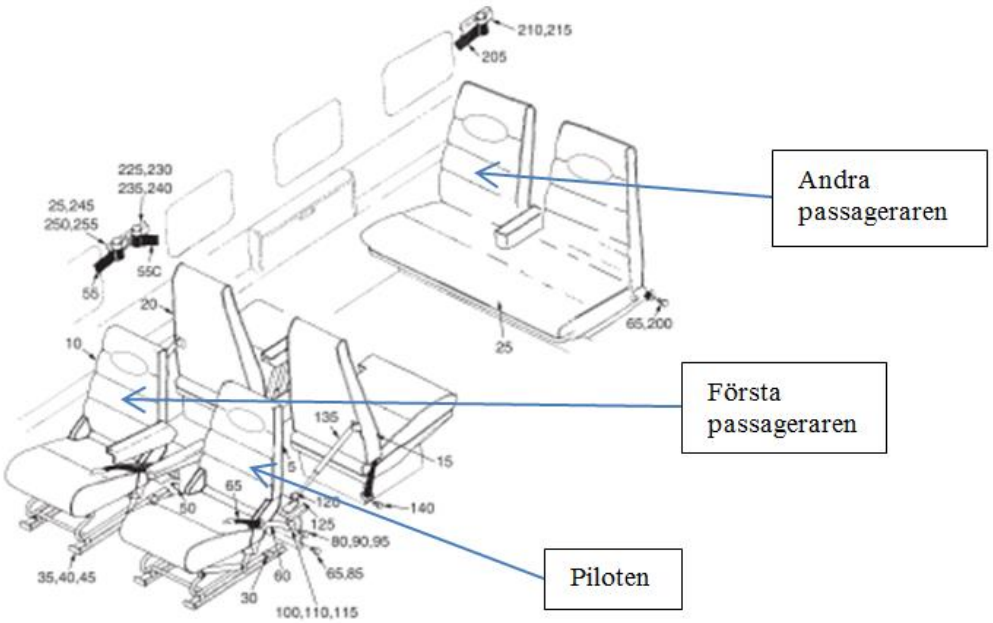
De ombordvarande har generellt sett fått en uppbromsningstid från ca 60 knop (110 km/t) till noll på 3,5 sekunder inkluderande två mer uttalade retardationtoppar när respektive vinge gick i marken och sedan bröts av. Dessa retardationer har beräknats ha två toppar i storleksordning 2-3 g i färdriktningen (eller < 2g i x-riktningen dvs planets längdriktning) efter 19 meter (0,65 sekunder), respektive 11,5 g (eller 8,5 g i x- riktningen) efter 30 meter (1,12 sekunder).

Därtill har en kombinerad gir (upp till 60 grader) och rollrörelse upp till 180 grader - inverterat läge enligt avsnitt 1.15.6 avseende strukturella krafter i olika riktningar, påverkat de ombordvarande under uppbromsningsförloppet.

En uppbromsningstid från 60 kt (110 km/t) på 3,5 sekunder är generellt sett en beskedlig uppbromsning. Denna kan jämföras med data från Col. John Stapps (U.S. Air Force) försök med sig själv som

försöksperson[10]. Hans upprepade färder i raketsläde påvisade gränsen för vad människokroppen kan klara.

Han bromsade i det ultimata försöket in på 1,4 sekunder från en fart på drygt 1 000 km/t, vilket gav en retardation i bröstkorgen på cirka 46 g, med begränsat skadeutfall. Dessa data har bl.a. använts inom bilindustrin som bakgrundsdata avseende vad bältessystemen i bilar ska kunna hantera.



Figur 15. Kabinlayout i det aktuella flygplanet med de ombordvarandes placering. Källa: Piper aircraft.

Det är sannolikt att den första retardationstoppen i flygplanets längdriktning har varit beskedlig (som en häftig inbromsning med bil), men den kan tillsammans med gir och rollrörelsen ha bidragit till att de åkande kom ”ur position” för en optimal uppfångning av säkerhetsystemen under resten av förloppet. Se figur 15 avseende placering av de ombordvarande.

Vid den andra och kraftigaste retardationstoppen med påföljande roll kan framförallt de åkande på höger sida misstänkas ha rört sig åt kabinens högersida och slagit i den när rollen upphörde.

Till detta kan den misstänkta ”out of position”-positionen ha bidragit. Kroppen har dessutom en tendens att rotera ur bröstdelen av bältet eftersom höger axel ”hålls fast” av bröstkorgsdelen av bältet på höger sida, så att överkroppen roterar ur bältet. Detta stämmer med den förmodade islagpunkten för den drabbade i höger framsäte, som sannolikt slog i sidorutan och/eller dess främre ram med ansiktet, vilka medförde ansiktsskador.

[10] Försöken återfinns på Youtube under ”John Stapp”.

Hur passageraren bak, som ådrog sig en hjärnskakning, slog i är svårt att bedöma på tillgängligt underlag, men rörelsen torde ha varit likartad. Uppgifter om islagsmärken i kabinen och friktionsmärken på bältena (för att bedöma utrullning, dvs. hur långt fram de varit) saknas dock, liksom uppskattning av krafter i sidled.

Föraren har sannolikt varit längre ifrån skadebringande islagspunkter under särskilt den senare delen av förloppet och därför klarat sig bäst. Sammantaget kan konstateras att gir/rollrörelsen ”förbrukade” en stor del av energin, men troligen även bidrog till att de ombordvarande kom ”out of position” varför de sannolikt fick en suboptimal uppbromsning av bältets bröstkomponent.

1.16 Särskilda prov och undersökningar

1.16.1 Undersökning av bränslet

SHK har låtit Exova AB utföra en analys av Jet A1-bränslet från flygplanets vingtankar. Resultatet av analysen visar att startkokpunkten, IBP, är onormalt låg. Detta indikerar inblandning av en lättare komponent, troligtvis bensin, på cirka 10 %. Slutkokpunkten, FBP, är onormalt hög vilket tyder på inblandning av en tyngre komponent, troligtvis diesel.

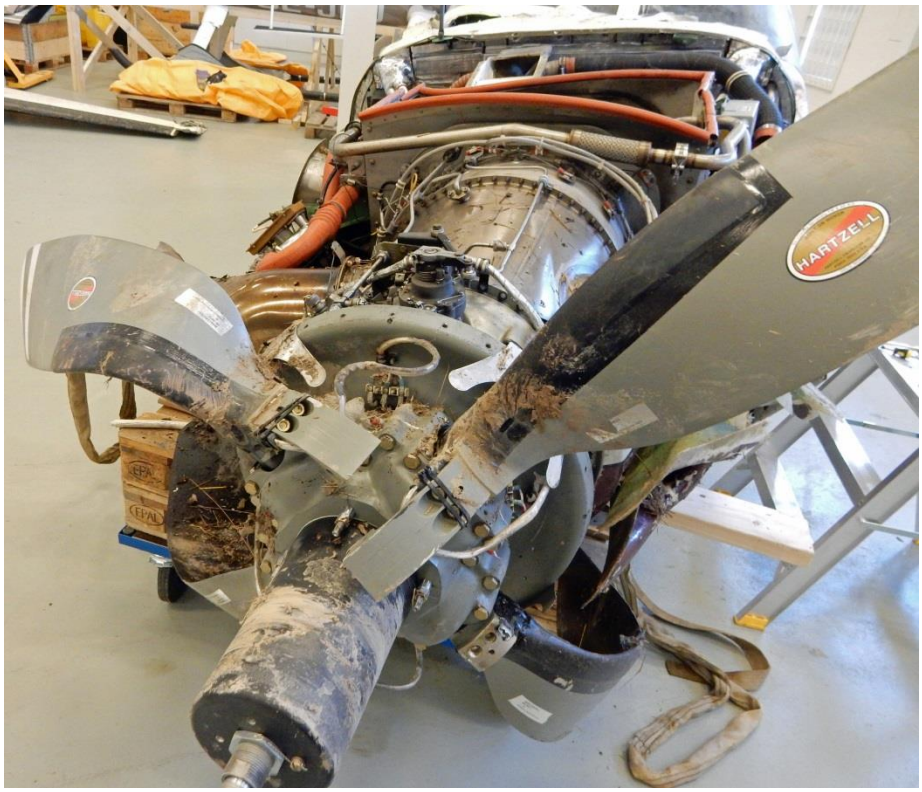
Provet analyserades även med gaskromatografi. Resultatet från denna provning tyder på att halten bensin inblandat i provet ligger mellan 5 och 10 %. Enligt motorns typcertifikatinnehavare har inblandningen av bensin och den tyngre komponenten i bränslet inte haft någon inverkan på motorns prestanda eller funktion.

1.16.2 Undersökning av Datainsamlingsenhet ”DAU”

Flygplanet var utrustat med en datainsamlingsenhet, ”Data Acquisition Unit” (DAU), av fabrikat Meggitt Avionics Inc. Enheten omvandlar analoga signaler till digitala signaler, registrerar data för trendbevakning samt registrerar även parametrar från motorn om ett överskridande av vissa värden har inträffat. SHK har med hjälp av Genesys Aero Systems laddat ned och undersökt data från enheten.

Det fanns inga data eller överskridna parametrar lagrade från flygningen vid olyckstillfället. Det fanns heller inga tidigare data eller överskridanden registrerade som bedöms ha kunnat påverkat händelsen.

1.16.3 Initial undersökning av motor och propeller



Figur 16. Propeller och motor.

SHK utförde en initial undersökning av motor och propeller. Det konstaterades skador på de kraftigt böjda propellerbladen. En balansvikt var avslagen från propellern och påträffades lös i spinnern. Två av bladen kunde rotera fritt i propellernavet. På motorn fanns deformationer på utloppssektion och utloppsrör samt mindre oljeläckage från motorns undersida.

I luftintaget fanns rester av gräs och jord men inga större främmande objekt. En undersökning av bränslesystemet visade inga spår av föroreningar i bränslefiltret samt bekräftade att det fanns bränsle i systemet. I övrigt var motorn och dess hjälpsystem förhållandevis oskadade efter olyckan.

Reglaget MOR (Manual Override lever) var utanför sitt normala OFF läge. MOR-reglaget kan användas för att direkt kontrollera bränsleflöde till motorn om en pneumatisk felfunktion inträffar i motorns bränslekontrollenhet (FCU). Enligt motorns typcertifikatinnehavare, Pratt & Whitney Canada (PWC), har reglaget i sitt påträffade läge haft liten eller ingen påverkan på motorns prestanda.

Det kunde inte upptäckas några fel som skulle ha förhindrat en normal funktion av motor och propeller.

Haverikommissionen beslutade att utföra en mer omfattande och detaljerad undersökning av motor och propeller hos PWC. Motor med propeller demonterades från flygplanet och placerades i en transportlåda för frakt till PWC. Av transportskäl sågades tre propellerblad av ca 30 cm från bladroten.

Figur 17. Motorns vänstra sida.

1.16.4 Undersökning av propeller vid PWC

Figur 18. Propeller och motor vid ankomst PWC.

Undersökning hos PWC av propellern utfördes av en representant från Hartzell Propeller Inc under överinseende av haverikommissionens representanter. Undersökningen visade skador på samtliga fyra propellerblad som var böjda bakåt från bladens mittdel. I propellernavet fanns flera avbrutna delar. Bladtapparna var avbrutna på två blad och ett av lagren till ett propellerblad var brutet i flera delar.

Samtliga förspänningsplattor hade avbrutna delar samt märken och bucklor på plattornas ytor. På två av förspänningsplattorna fanns intrycksmärken som indikerade en låg bladvinkel vid nedslaget. Karaktären av skadorna på propeller och blad indikerade en låg eller ingen motorkraft vid nedslaget. Det upptäcktes inga skador eller fel som skulle ha förhindrat normal funktion innan olyckan. Samtliga skador var överenstämmande med sådana som sker vid ett nedslag.

Figur 19. Undersökning av propellerblad.

1.16.5 Undersökning av motorn vid PWC

Undersökningen av motorn utfördes av en representant från PWC under överinseende av haverikommissionens representanter.

En inledande undersökning av motorn visade begränsade skador utvändigt:

- Bucklor på oljerör till reduktionsväxellådan.
- Brandväggen till motorn var deformerad.
- Bucklor på utloppssektionen.

Motorn delades vid den fläns som sammanbinder gasgenerator-sektionen med powerturbinen. Vidare inspektion och boroskop-undersökning av gasgeneratorn visade inga skador. Baserat på det bedömt oskadade tillståndet hos gasgeneratorn togs beslut om att montera den med en annan powerturbin (slavenhet) för att prova funktionen hos gasgeneratorn och dess hjälpapparater i en testbänk. På grund av att dålig passning mellan enheterna kunde inte normalt varvtal uppnås. Testförsöket gav dock en indikation om att inget felförhållande fanns i gasgeneratorn.

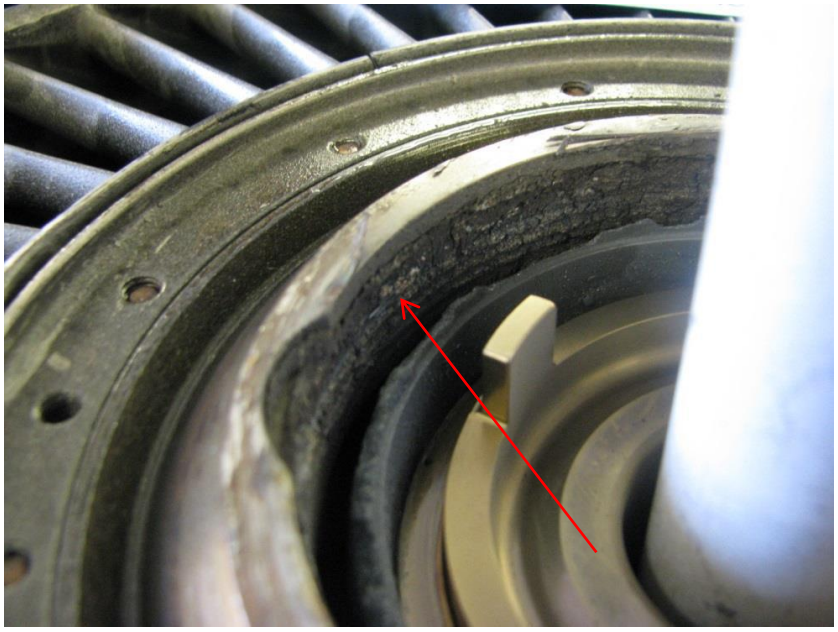
Vid fortsatt undersökning och demontering av powerturbinens första statorsektion upptäcktes signifikanta nötskador på det första steget av powerturbinens hölje från kontakt med turbinbladens yttre krans. Nötskadorna på turbinhöljet omfattade mer än hälften av omkretsen och hade vid position ”klockan 10”, enligt bilden i figur 20, de djupaste skadorna och hade vid denna position perforerat höljet.

Figur 20. Höljet till första turbinsteg perforerat vid position kl. 10.

Bladkransen på första steget av powerturbinen hade skador runt hela omkretsen med de största nötskadorna diametralt mot de minsta skadorna. En metallbit observerades fastkilad mellan första stegets turbinblad och andra statorsteget.

Figur 21. Skador orsakade av nötning på kransen till bladtopparna i första turbinsteget.

Vid fortsatt demontering upptäcktes att metallbiten var en del av rotordelen till powerturbinens labyrinttätning och var avbruten runt sin omkrets. Den brutna rotordelen av labyrinttätningen visas på figur 24 i jämförelse med ett oskadat exemplar av en rotordel i figur 25. Det fanns också stora nötningsskador på innerdiametern av den fasta delen av labyrinttätningen.



Figur 22. Skador på innerdiametern på fasta delen av labyrinttätningen.

Figur 23. Bruten del av rotor till labyrinttätningen.

Figur 24. Den brutna rotordelen till labyrinttätningen

Figur 25. Jämförelse: Ny rotordel till labyrinttätning.

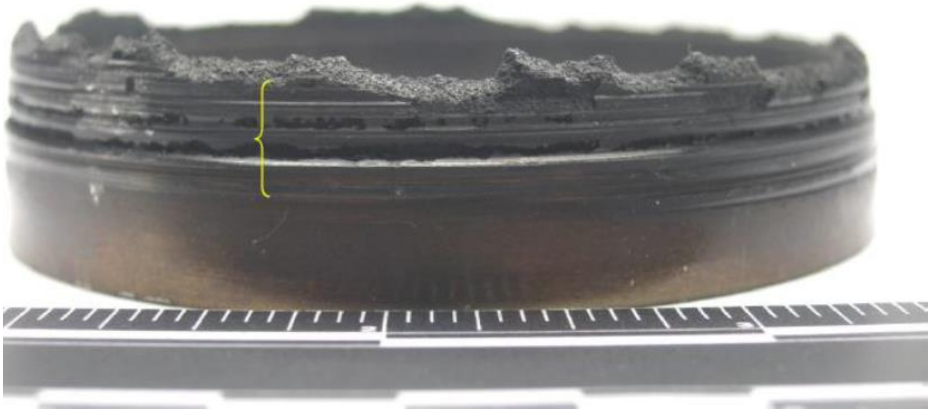
Med andra statorsteget av powerturbinen demonterat upptäcktes även skador orsakade av nötning mellan andra steget av powerturbinens bladtoppar mot turbinhöljet. Nötskadorna var mest framträdande över en sektion av av blad, med de mest slitna bladtopparna placerade diametralt mot de minst slitna bladtopparna.

Figur 26. Andra turbinsteget med skadade bladtoppar.

Figur 27. Skador av nötning vid steg två av turbinhöljet

Laboratorieundersökning av den brutna rotordelen av labyrint-tätningen visade spår av sprickor på innerdiametern av rotorn. Inga sprickor hittades på den yttre diameterytan. Detta indikerar att sprickbildningen propagerat från den inre mot den yttre ytan av rotorn.

Undersökning med hjälp av mikroskop visade en intergranulär brottyta. En hårdhetsmätning av materialet i tätningen visade låga hårdhetsvärden nära brottområdet och normala värden utanför området för brott. Det indikerar att brottområdet varit utsatt för en förhöjd temperatur som sannolikt orsakats av en signifikant nötning.



Figur 28. Rotor labyrinttätning.

Metallografisk undersökning av ett tvärsnitt av brottytan på tätningen bekräftade en oxiderad intergranulär brottyta med oxiderade sekundära sprickor.

HSI (Hot Section Inspection) blev utfört vid 1783 timmars total gångtid (TSN). Några anmärkningar relaterade till de observerade skadorna i powerturbinen finns inte dokumenterade. Enligt PWC torde det ha varit svårt att upptäcka de begynnande skadorna i powerturbinen vid detta inspektionstillfälle.

Genomgång av motorns tekniska dokumentationen visade att en komponent tillhörande propellerregleringen med benämning ”Beta block” hade blivit utbytt mer frekvent än normalt. Sedan total gångtid från ny (TSN) har betablocket blivit ersatt totalt 9 gånger med tätare intervall. Vid 790, 1275, 1532, 1783, 1965, 2115, 2234, 2397 samt vid 2544 TSN. Denna komponent har ingen bestämd gångtid utan byts ”on condition” när enheten av någon anledning är försliten eller har uppvisat felfunktion. Noterbart i detta fall är att trenden med tätare byten av denna komponent på det aktuella flygplanet är tydligt identifierbar.

Undersökning av bränslekontrollenheten (FCU) visade att justeringsskruven för maximalt gaspådrag var inställd utanför rekommenderat område. En komponent i FCU:n ”Bypass valve diaphragm” var markerad med tillverkningsdatum 3:e kvartalet 2000 och var därmed inte inom det service life på 6 år som rekommenderas av tillverkaren Honeywell till FCU:n.

En undersökning av växellådan visade att propelleraxeln var avbruten inne i växellådan. Analys av brottytan på propelleraxeln utvisade ett överbelastningsbrott med skjuvning. Inga indikationer på utmattning kunde påvisas.

Undersökning av motorns övriga komponenter visade inget anmärkningsvärt som kan ha bidragit till händelsen.

1.17 Operatörens organisation och ledning

Inte aktuellt

1.18 Övrigt

1.18.1 Intervjuer

Haverikommissionens intervju med flygplanets pilot har refererats i avsnitt 1.1.4.

Passageraren i höger framsits

Den passagerare som satt bredvid piloten har uppgett att han upplevde allt runt flygningen som helt normalt. Efter det att maskinen tankats och gjorts i ordning för flygningen hade de två passagerarna och piloten ätit lunch på flygplatsen.

På grund av annan flygtrafik fick de vänta en kort stund vid väntpositionen före start. Under startförloppet upplevdes allt normalt. När de kommit i luften – ungefär i höjd med bantröskeln – började problemen. Passageraren uppfattade att piloten först anropade tornet för att få vända tillbaka, men insåg snabbt att de förlorade höjd och skulle tvingas till en nödlandning. Han tyckte att flygplanet flög ”orent” efter det att motorn tappat effekt, men hade inte uppfattat några varningar eller andra signaler under förloppet.

Nedslaget skedde enligt passageraren med vänster vinge först, varefter flygplanet roterade ett antal varv i rolled. Vid rotationerna slog passageraren huvudet i sidorutan och uppfattade blodflöde från ansiktet. Efter det att flygplanet hade stannat helt fokuserade passageraren och piloten på att försöka väcka passageraren i baksits som hade förlorat medvetande vid haveriet.

Passageraren i baksits som blivit medvetslös vaknade upp efter ca 1 – 1,5 minut.

Passageraren i baksits

Den inledande delen av förloppet, med uttaxningen och starten, uppfattades av passageraren i baksits som helt normal. Starten hade skett med ett steg klaff (10°).

Passageraren har därefter en minneslucka fram till dess att han stod på en väg tillsammans med polis och ambulanspersonal.

Vittne på flygplatsen

Vittnet befann sig i en hangar på flygplatsen och skulle gå ut för att hämta posten. När han kom ut såg han när flygplanet startade. När flygplanet kommit i luften konstaterade vittnet att ljudet från flygplanet inte var normalt.

Motorljudet var annorlunda och lät dovt. Vittnet tyckte även att flygplanet såg ut att liksom kana genom luften under tillbudet. Flygplanet förlorade höjd och försvann utom synhåll. Strax därefter hördes även ett skramlande ljud.

Vittnet sprang då tillbaka till kontoret och slog på den kommunikationsradio som används av företaget där bland annat nödfrekvensen 121,5 Mhz kan avlyssnas. Tydliga signaler från en nödsändare kunde då uppfattas. Vittnet meddelade då några andra närvarande som omedelbart startade upp en helikopter. Avsikten var att flyga mot olycksplatsen för att om möjligt hjälpa de ombordvarande. Detta skedde ca sex minuter efter haveriet.

När helikoptern kommit i luften och lokaliserat olycksplatsen på Björnö kunde de konstatera att samtliga tre ombordvarande hade tagit sig ur vraket. Flygledningen meddelades detta per radio, varvid svar erhölls att flygledningen varit i kontakt med piloten per telefon och fått beskedet att samtliga ombordvarande hade överlevt olyckan.

Helikoptern landade intill olycksplatsen och assisterade de ombordvarande som endast var lindrigt skadade. Bagaget från flygplanet lastades ombord på helikoptern som sedan flög tillbaka till flygplatsen när personal från räddningstjänsten anlänt.

Flygtrafikledningen på Västerås flygplats

Kl. 12.00 skulle flygledarinstruktören med elev lösa av föregående instruktör med elev. När överlämningen av arbetssituationen var klar – kl. 12.02 – påbörjade Swedecopter 964 (SWC964) sin start från bana 19. Föregående elev satt kvar i position när SWC964 sågs plana ut på låg höjd, uppskattningsvis 100 fot tvärs taxibana B.

Enligt intervjuerna kunde inget avvikande iakttas vid starten annat än när stigningen upphörde och flygplanets bana ändrades.

1.18.2 Vidtagna åtgärder

Se avsnitt 1.10.2 avseende åtgärder med ELT-utrustning på flygplatsen.

1.19 Särskilda utredningsmetoder

Inga.

2. ANALYS

2.1 Operativt

2.1.1 Flygningens förutsättningar

De yttre förhållandena för flygningen var goda med en klar och kall dag utan nederbörd eller andra försvårande faktorer. Flygplanet hade varit parkerat i hangar under natten varför någon avisning inte bedömdes vara nödvändig. Enligt intervjun med piloten förekom inte heller något annat som var utöver det normala eller som skulle ha kunnat störa rutinerna så till vida att det utgjort en risk för nedsatt uppmärksamhet.

Det fanns inga tekniska anmärkningar noterade i flygplanets loggbok. Flygplanet hade tankats före den aktuella starten, men den olje- och bränsleanalys som utförts tyder inte på några förhållanden eller annat som kunnat påverka motorns funktion.

Befälhavaren uppgav att han hade utfört en rutinmässig inspektion av flygplanet före start och därvidlag inte iakttagit något onormalt. Haverikommissionen utgår därför från att piloten bedömt flygplanet som luftvärdigt ur teknisk synpunkt för den aktuella flygningen. Det har heller inte framkommit några andra iakttagelser – från piloten eller passagerarna – som bedömts kunnat påverka flygplanet eller flygningens genomförande.

Sammantaget anser haverikommissionen att de tekniska och operativa förutsättningarna för att utföra den aktuella flygningen var goda.

2.1.2 Starten

Efter en viss väntetid fick piloten klarering för att ställa upp på bana 19 för start. Startpositionen, från påfarten vid taxibana E, innebar att hela banans längd inte nyttjades för starten. Den reducerade banlängden vid starten bedöms inte ha påverkat det fortsatta händelseförloppet.

Vid pådraget användes enligt piloten maximal starteffekt enligt det normalförfarande som är föreskrivet. Accelerationen – och motorns effekt – under första delen av startförloppet bedömdes som normal. Det har inte framkommit några fakta som tyder på att yttre faktorer av något slag – inklusive tänkbara kollisioner med föremål eller fåglar – påverkat denna del av starten.

Det kan därför anses vara klarlagt att startförloppet fram till dess att flygplanet lättade från banan uppfattades av piloten, och de övriga ombordvarande, som en normal start med ett fullt funktionellt flygplan.

2.1.3 Motorstörningen

Med ledning av de fakta som framkommit vid intervjuer av ombordvarande och vittnen på marken, kan det konstateras att motorproblemen inträffade ett antal sekunder efter lättning när flygplanet befann sig i initial stigning på ca 100 fots höjd. De konstaterade motorstörningarna upplevdes som att motorn tappade effekt samtidigt som ljudet i någon mån förändrades och motorn ”kvävdes”.

Alternativen för en pilot i ett enmotorigt flygplan i ett sådant läge är mycket begränsade. Eftersom en landning av något slag är oundviklig återstår endast två alternativ: Att landa i framåtriktningen eller att försöka vända tillbaka mot flygplatsen. På den mycket låga höjd där flygplanet befann sig när störningarna inträffade fanns inte tid för vare sig checklistor eller andra åtgärder för att eventuellt kunna diagnostisera felet eller att återställa effekten.

Den utförda motorundersökningen utvisar att det inträffade motorhaveriet var av sådan art att piloten inte under några förutsättningar haft möjlighet att återfå effekten på motorn.

Den begäran om att få återvända för landning som piloten sände över radio till flygledningen får anses vara en kombination av att säkerställa möjligheten att vända och att samtidigt vilja informera flygledningen om den nödsituation som hade uppstått.

I den rådande situationen med relativt låg fart med ett tungt lastat flygplan på låg höjd, bedömer haverikommissionen att ett försök att svänga tillbaka mot fältet sannolikt kunnat leda till en betydligt allvarligare olycka. Historik över liknande situationer utvisar ett stort antal haverier där flygplan har stallat under sväng vid försök att nå tillbaka mot startplatsen.

Pilotens beslut att fortsätta rakt fram för en nödlandning får därför anses vara välgrundat med hänsyn till de omständigheter som var rådande. Den nödchecklista som ska användas vid motorbortfall i samband med starten kom inte att användas. Även om vissa av punkterna enligt listan skulle ha blivit utförda hade dessa – enligt haverikommissionens uppfattning – sannolikt endast fått en marginell påverkan på det fortsatta händelseförloppet.

En samtränad besättning på ett trafikflygplan skulle möjligen haft förutsättningar att utföra vissa föreskrivna åtgärder i en liknande situation. För en ensam privatpilot i ett enmotorigt flygplan är det inte rimligt att ställa motsvarande krav på utförande av föreskrivna åtgärder.

2.1.4 Nödlandningen

När beslutet väl var fattat att försöka landa rakt fram hade piloten mycket begränsade valmöjligheter. I startriktningen, dvs. söderut i banans förlängning, fanns Mälaren. Sjön var vid tillfället belagd med is med för piloten okänd bärighet.

Piloten fattade då beslutet att försöka nödlanda på den ö, Björnö, som låg omedelbart söder om flygplatsen och i stort sett i flygplanets färdriktning. Flygplanet styrdes efter en mindre kurskorrigering mot den öppna plats på ön där nödlandning bedömdes vara möjlig. Pilotens åtgärd att fälla ut landningsställ och vingklaffar får bedömas vara en reflexmässig handling inför den förestående nödlandningen.

Piloten har uppgett att flygplanet under detta skede var svårt att kontrollera samt upplevdes i viss mån kana under höjdförlust. Detta kan sannolikt förklaras av det minskande vridmomentet – och propellerströmmens påverkande sidokrafter – när motorns dragkraft minskade.

Även om piloten har uppgett att farten var väl över det kritiska fartområdet vid motorbortfallet, bedömer haverikommissionen att fartminskningen under detta skede blev markant och att flygplanet snabbt närmade sig stallfart. I det kritiska läge som uppstått är det emellertid förståeligt att piloten inte prioriterade avläsning av flygplanets fartmätare.

Med ledning av de islagsmärken i terrängen som uppstod vid nedslaget och som delvis verifierats av vittnesuppgifter, kan det konstateras att flygplanet träffade marken med vänster vinge först i en uppskattad bankningsvinkel på 30 - 45° lutning.

Anledningen till lutningen är sannolikt att flygplanet under den sista fasen kommit in i stall och vikt sig över vingen just före nedslaget. Detta tyder på att sista delen av flygningen inte var fullt kontrollerad. Pilotens minnesbild av de sista sekunderna är begränsad, men haverikommissionen bedömer det inte som sannolikt att en kontrollerad nödlandning skulle utföras med en kraftig sidolutning.

Sammantaget anser haverikommissionen att de rådande förutsättningarna kom att medföra ett starkt begränsat handlingsutrymme för piloten i den akut uppkomna situationen. Viljan att nå fram till området på Björnö för att utföra en kontrollerad nödlandning överskuggade sannolikt pilotens uppmärksamhet på det rådande flygläget med en snabbt minskande fart.

Detta medförde att en lågfartssituation uppstod som sannolikt resulterade i en okontrollerad stall under händelseförloppets slutskede.

Anm.

Piloten delar inte haverikommissionens analys av händelseförloppets slutskede, utan anser att farten under hela förloppet varit över flygplanets stallfart och att det sneda nedslaget inte var ett resultat av en vikning över vingen.

2.1.5 Överlevnadsaspekter

De utredningar som redovisats i avsnitten 1.15.6 - 7 visar att en rad omständigheter bidrog till att detta haveri blev överlevnadsbart. De främsta påverkande strukturella faktorerna som bidrog till att kabinsektionen endast erhöll lindriga skador kan sammanfattas enligt följande:

- Det sneda nedslaget medförde att vingarna kom att fungera som energiupptagare.
- Nedslaget på sidan – och med endast svag ”nos ner”- attityd – kom att medföra att motorn inte trycktes in i kabinen och att kraftigare stötar framifrån uteblev.
- Den relativt låga farten medförde att utgångsenergin var låg.
- Underlagets beskaffenhet kom att absorbera en stor del av energin under förloppet.
- Den robusta konstruktionen av flygkroppen (tryckkabin) bidrog till att skadorna på denna del av flygplanet var begränsade.

De främsta faktorerna som bidrog till att allvarliga skador på de ombordvarande kunde undvikas kan sammanfattas enligt följande:

- Det ur medicinsk synvinkel ”mjuka” haveriförloppet, där energin förbrukades av såväl flygplanet självt som av underliggande terräng.
- Den måttliga retardationen – beräknad till ca 8,5 g i längdled.

De lindriga personskador som trots allt uppstod orsakades sannolikt av att den kombinerade gir- och rollrörelsen medförde att passagerarna på höger sida gled ur sina axelremmar under haveriförloppet.

Figur 29. Flygkroppens slutliga position på fältet.

Sammantaget kan konstateras att orsakerna till att detta haveri inte fick en olycklig utgång till stor del kan hänföras till omständigheter som inte varit påverkbara, utan kan tillskrivas tursamma och tillfälliga omständigheter. Nedslaget kom att ske i en attityd och sidolutning som medförde att flygplanets vingkonstruktion fungerade såväl som deformationszon som uppbromsare under förloppet.

2.1.6 Motorundersökning

Även om det inte helt kan fastställas, så bedömer haverikommissionen att skadeförloppet primärt initierades i powerturbinens labyrinttätning. Detta baseras på den signifikanta oxideringen av tätningens brottytor samt förekomsten av oxiderade sekundära sprickor. Det har uppstått ett tillstånd med nötning mellan rotorn och den statiska delen av labyrinttätningen. När tillståndet med nötning väl påbörjats har termisk expansion av tätningen lett till ytterligare nötning, som i sin tur genererat än mer termisk expansion.

Nötningen har medfört att material förlorats i labyrinttätningens rotor vilket fick till följd att obalans uppstått i powerturbinen. Den obalansen har sedan resulterat i att nötning och slitage uppstått mellan första och andra stegets turbinblad mot ett begränsat område på turbinens hölje. I takt med att ytterligare material blivit bortnött på turbinbladen och tätningen har obalansen hos turbinen förstärkts under en längre tidsperiod.

Brotten hos labyrinttätningen har skett vid överbelastning i ett område hos tätningen som varit utsatt för en förhöjd temperatur vilket påvisats av en intergranulär spricktillväxt. Den lokalt begränsade höga temperaturen kommer från friktionsvärme som uppstått genom nötning av yttre ytan av rotorn hos tätningen.

Underhållsbyten av Beta-blocket, som skett med allt tätare intervall sedan gångtid 790 TSN, kan sannolikt sammankopplas med att vibrationer i propelleraxeln uppstått vid det tillstånd med nötning och slitage som pågått i labyrinttätningen och av kontakten med turbinbladen mot turbinhöljet, samt av den obalans som uppkommit i turbinen av detta tillstånd. Detta indikerar att skadeförloppet pågått under en längre tidsperiod.

Även om de tätare byten av Beta-blocket som genomförts i efterhand kan identifieras som en markör för andra bakomliggande problem, är det enligt haverikommissionens uppfattning inte rimligt att ställa krav på att underhållsorganisationer ska kunna diagnostisera dylika felfunktioner som tecken på eventuella problem i motorns powerturbinenhet utan att ytterligare symptom finns att tillgå.

Figur 30. Powerturbinens första och andra steg med skador på krans och toppar av turbinbladen.

Det slutliga förloppet när rotordelen av labyrinttätningen bröts sönder och turbinbladen perforerade turbinhöljet har sannolikt skett snabbt och under starten vid den aktuella händelsen.

Kraftförlusten hos motorn har orsakats av att powerturbinen förlorat en stor del sin effektivitet då topparna/kransen hos turbinbladen perforerade höljet till turbinen, och att den viktiga passningen (Tip clearance) mellan topparna/kransen hos turbinbladen mot turbinhöljet gick förlorad. Förloppet har även underhållits genom den friktion som uppkommit mellan delarna.

Propelleraxeln bröts av genom skjuvkrafter som uppstod vid nedslaget och utgör en sekundär skada.

De upptäckta avvikelserna på bränslekontrollenheten (FCU), respektive reglaget MOR (Manual Override Lever) har inte bidragit till händelsen.

2.2 Räddningsinsats

2.2.1 Flygräddningsinsats

Möjligheten att påbörja en räddningsinsats fördröjdes vid JRCC på grund av att trepartssamtalet inte fungerade som avsett när det skulle koppla ihop SOS Alarm, JRCC och flygledaren vid flygplatsen. Orsaken till att flygledaren inte kunde höra personalen vid JRCC i samtalet har konstaterats härröra från ett handhavandefel vid SOS Alarm.

Eftersom flygplanets position snabbt blev lokaliserad dels genom telefonsamtalet mellan flygplatsens flygledning till piloten, dels genom flygföretagets helikopter som direkt upptäckte flygplansvraket och de tre överlevande på Björnön, blev förseningen av trepartssamtalet med någon minut utan verklig betydelse.

2.2.2 Kommunal räddningsinsats

Parallella insatser

När flygräddningstjänsten var avslutad inleddes, enligt vad som uppgetts från räddningsledaren vid MBR, den kommunala räddninginsatsen. Haverikommissionen har i en tidigare undersökning (se RM 2013:02, bilaga 1) av räddningsinsatser uppmärksammat att det enligt ordalydelsen i LSO inte finns utrymme för en myndighet att avvakta med att inleda en räddningsinsats med hänvisning till att en annan myndighet redan bedriver en räddningsinsats, om förutsättningarna i övrigt för en sådan insats är uppfyllda i enlighet med LSO och FSO.

De rekommendationer som haverikommissionen lämnade i ovan angivna rapport har omhändertagits av Myndigheten för samhällsskydd och beredskap (MSB).

Enligt haverikommissionen torde det direkt när det stod klart att haveriplatsen var på Björnön och inte i vattnet i Mälaren funnits anledning att inleda en kommunal räddningsinsats. Detta gäller oavsett att tidsskillnaden i detta fall var relativt kort från det att haveriplatsen blev lokaliserad till dess JRCC avslutade den statliga räddningstjänsten och kommunal räddningstjänst inleddes.

Det bör vara tydligt inom såväl statlig som kommunal räddningstjänst att det endast är den egna myndigheten som avgör om en räddningsinsats ska inledas utifrån de kriterier som gäller i LSO. Parallella insatser kan alltså förekomma vilket också förutsätter att de aktuella myndigheterna samarbetar i enlighet med kraven i LSO.

Räddningsinsats för att begränsa miljöskador

Enligt uppgift från räddningsledaren var det med hänsyn till utsläppet av ca. 500 liter flygbränsle, se figur 31, och närheten till Hässlö vattenverk och skyddszonen för vattentäkten, motiverat att inleda en räddningsinsats för att begränsa skador på miljön i enlighet med LSO, trots att läget på haveriplatsen var relativt statiskt.

Haverikommissionen kan inte se annat än att bedömningen och beslutet att genomföra åtgärder som en räddningsinsats enligt de bestämmelser som gäller i LSO var motiverat med hänsyn till händelsen och de rådande förutsättningarna med bl.a. en hotad vattentäkt.

De akuta åtgärder som vidtogs under räddningsinsatsen var avsedda att begränsa vidare spridning av det flygbränsle som släppts ut. Metoden som användes var att sprida ut sorbtionsmedel för att binda flygbränslet i avvaktan på att det kontaminerade jordlagret skulle schaktas bort under efterföljande saneringsskede. Fri vätska med flygbränsle som fanns i markens ojämnheter och på vattenytor pumpades upp.

Det är svårt att i efterhand bedöma hur effektiva åtgärderna har varit. Åtgärder som kunde begränsa spridningen av flygbränslet och skadorna i miljön bedöms dock ha varit både nödvändiga och angelägna. Akuta åtgärder motiverades i hög grad av bl.a. platsens belägenhet i direkt närhet av eller, som det i efterhand visade sig, inom skyddszonen för en vattentäkt och också inom ett naturreservat.

Under räddningsinsatsen utfördes parallellt vissa saneringsåtgärder, bl.a. schaktning av kontaminerade jordlager. Åtgärderna för sanering bedömdes inte vara av samma brådska som insatserna under räddningsinsatsen. Det förefaller även som om räddningsinsatsen kunde ha varit möjlig att avsluta i ett tidigare skede när restvärdeledaren engagerats och blivit insatt i läget på olycksplatsen. Restvärdeledarens uppdrag varar sedan intill dess att varje objekts försäkringsgivare eller ägare själv är beredd att ta över ansvaret för sin skada.

Tillgång till platsen för olyckan

Samverkan mellan olika berörda myndigheter på olycksplatsen fungerade inte friktionsfritt, vilket fick till följd att prioriteringen mellan de olika arbetsuppgifterna på platsen inte blev optimal. I diskussionerna mellan räddningsledaren, haveriutredaren från SHK och inspektörerna från Miljö- och hälsoskyddsförvaltningen begärde haverikommissionens företrädare att inga åtgärder, som utspridning av sorptionsmedel, skulle utföras i området innan haverikommissionens undersökning på plats var färdig. Räddningsledaren hindrade inte haveriutredarna från att få tillgång till olycksplatsen utan accepterade upplägget av arbetet och de förutsättningar som gjordes gällande av haveriutredaren.

Det kan dock konstateras att en bättre samverkan sannolikt hade kunnat leda till en arbetsmetodik som medgivit såväl utspridning av det mesta av sorptionsmedlet, samtidigt som undersökningen av haveriplatsen kunnat genomföras.

Figur 31. Bild från olycksplatsen med utläckt bränsle.

En konsekvens av upplägget med arbetet på olycksplatsen blev att räddningstjänstens åtgärder för att lägga ut sorbtionsmedel blev fördröjda. Det är olyckligt med hänsyn till risken för negativ påverkan av bl.a. områdets vattentäkt. I efterhand, med alla fakta tillgängliga, kan det emellertid konstateras att det inte finns något som tyder på att fördröjningen av miljöräddningsinsatsen inneburit några negativa konsekvenser.

Såväl haverikommissionen som räddningstjänsten ansåg, med all rätt, att de hade lagstöd för de åtgärder som förordades på olycksplatsen. Den prioritering som nu kom att gälla – att haveriplatsundersökningen skedde före miljöräddningsinsatsen – går givetvis att ifrågasätta, och visar att överlappande befogenheter under vissa omständigheter kan medföra problem för myndigheters agerande.

Händelsen tydliggör vikten av en väl utvecklad samverkan mellan berörda instanser med tidiga kontakter och lyhördhet – även från haverikommissionens sida – för att säkerställa korrekta prioriteringar och därmed öka förutsättningarna för att på ett ändamålsenligt sätt kunna arbeta parallellt på en olycksplats.

2.3 ELT

Vid det aktuella haveriet kom den uteblivna ELT-signalen inte att spela någon avgörande roll för lokaliseringen av flygplansvraket och olycksplatsen. Det får dock anses bero på tillfälligheter. Om förutsättningarna varit något annorlunda, t.ex. en annan belägenhet av olycksplatsen eller mörker/nedsatt sikt, skulle ELT-signaler ha kunnat utgöra en avgörande del i arbetet med att lokalisera flygplansvraket.

Haverikommissionen anser att det är otillfredsställande att en så vital del av säkerhetsutrustningen på en större trafikflygplats inte fungerar på ett tillförlitligt sätt. Enligt gällande föreskrifter ska flygtrafikledningsenheter säkerställa dubbelriktad radiokommunikation på nödfrekvensen 121,5 MHz.

Vikten av en tillfredsställande ELT-funktion på trafikflygplatser understryks av att mer än hälften av alla olyckor och allvarliga tillbud sker i samband med start eller landning eller i övrigt i flygplatsens närområde.

Haverikommissionen anser därför att Transportstyrelsen bör skärpa tillsynen avseende denna del av flygtrafikledningens utrustning på svenska trafikflygplatser.

2.4 Installation av operativa övervakningskameror på svenska trafikflygplatser.

Kameraövervakning på flygplatser förekommer i betydande utsträckning och normalt i syfte att förebygga, avslöja och utreda brott. Kameror används mer sällan i syfte att utreda olyckor eller tillbud. På de områden av svenska flygplatser där risken för allvarliga tillbud eller olyckor är som störst, dvs. inflygningssektorer, rullbanor och taxibanor, är kameraövervakningen närmast obefintlig.

Haverikommissionen kan i sina utredningar ha stor nytta av fotomaterial men anser att det är olyckligt att tillgången till sådan film- eller fotodokumentation av händelser på – eller i en flygplats omedelbara närområde – ska baseras på slumpmässiga faktorer. Det förekommer att privatpersoner råkat filma en händelse eller att en kamera, som används för bevakning av eventuella intrång, av en tillfällighet fångat delar av ett händelseförlopp vid en olycka.

Vid tidpunkten för publicerandet av denna rapport utreder SHK ett annat totalhaveri på en större svensk flygplats (haveri på Malmö/Sturup, (L-61/15), där faktainformation i form av filmmaterial saknas helt. Även detta haveri omfattade ett luftfartyg där ombordburen registreringsutrustning inte är obligatorisk.

Haverikommissionen kan även konstatera att en återblick ger vid handen att ett antal av myndighetens tidigare luftfartsutredningar om olyckor på trafikflygplatser har behövt genomföras utan det dokumentationsmaterial som i detta avseende hade varit önskvärt.

Kameraövervakning är känsligt ur integritetssynpunkt och det finns ett grundläggande skydd i regeringsformen mot betydande intrång i enskildas integritet (2 kap. 6 § regeringsformen). Åtgärder av det slaget får därför bara vidtas med stöd av lag.

I kameraövervakningslagen (2013:460) finns bestämmelser om förutsättningarna för kameraövervakning. Där anges bl.a. att sådana åtgärder är tillståndspliktiga. Vid bedömning av om tillstånd ska ges är en av de faktorer som ska beaktas om övervakningen behövs för att förhindra olyckor eller andra därmed jämförliga ändamål.

Enligt haverikommissionens mening skulle kameraövervakning av de områden på flygplatser där det finns störst risk för allvarliga tillbud och olyckor i syfte att underlätta utredning av sådana händelser kunna vara ett berättigat ändamål. Skyddet mot otillbörliga intrång i enskildas personliga integritet skulle t.ex. kunna säkerställas genom föreskrifter av samma slag som gäller för flygplans FDR och CVR. Det skulle i så fall innebära att fotodokumentationen inte får göras tillgänglig eller användas för andra ändamål än säkerhetsutredningen.

Eftersom Transportstyrelsen ska verka för att de transportpolitiska målen uppnås, däribland att transportsystemets utformning, funktion och användning ska anpassas till att ingen ska dödas eller skadas allvarligt, bör myndigheten överväga om övervakningskameror av aktuellt slag långsiktigt skulle kunna bidra till att målet kan uppnås.

Ett eventuellt införande av kameraövervakning väcker samtidigt frågor om kostnader, kamerors möjligheter att dokumentera ett luftfartygs rörelser under varierande meteorologiska förutsättningar såsom nedsatt sikt eller nederbörd, samt i slutändan den samhällsekonomiska nyttan. Även spannet på kamerasystem varierar t.ex. från enkla mindre webbkameror till stora system som bl.a. används för RTC (Remote Tower Center) där såväl kostnader som funktion varierar avsevärt.

Vilka system som skulle kunna vara lämpliga att använda och samtidigt är ekonomiskt försvarbara går dock inte att säga i dagsläget, även om det framstår som sannolikt att det kommer att ligga i den nedre delen av spannet. Att bildmaterial från flygplatskameror skulle bidra till att underlaget för SHK:s utredningar skulle bli mer robust och bidra till säkrare analyser torde emellertid stå helt klart och därigenom öka möjligheterna att vidta adekvata åtgärder för att förhindra ett upprepande.

Ett ställningstagande till dessa frågor går emellertid inte att göra utan en närmare undersökning av förutsättningarna. Eftersom det framförallt är den utredande säkerhetsmyndigheten som har behov av bildmaterial kan en sådan undersökning ske i samråd med SHK.

Samtidigt bör frågan aktivt föras upp på den internationella agendan inom bl.a. det arbete som bedrivs av Internationella civila luftfartsorganisationen (ICAO) och Europeiska byrån för luftfartssäkerhet (EASA).

2.5 Sammanfattande bedömning

Det inträffade haveriet var resultatet av en hastigt uppkommen nödsituation med en nödlandning som följd, där piloten inte hade något tidsmässigt utrymme för andra åtgärder än att försöka manövrera flygplanet. Det kan konstateras att nedslaget inte var helt kontrollerat, utan skedde med ett flygplan som sannolikt befann sig i ett inledande skede av stall.

Flygplanets fart och attityd vid nedslaget kom att innebära att exteriöra delar av flygplanet fungerade som energiupptagare. Tillsammans med underlagets beskaffenhet innebar detta att flygkroppen förblev förhållandevis hel, vilket medförde att de ombordvarande klarade sig utan allvarligare skador.

Haverikommissionen kan konstatera att det faktum att de ombordvarande i denna olycka inte skadades allvarligt delvis berodde på omständigheter som endast till ringa del varit påverkbara. Oavsett nedslagsförloppet har dock pilotens beslut att fortsätta rakt fram sannolikt lagt grunden för den – ur överlevnadssynpunkt – lyckosamma utgången av detta haveri.

Orsaken till motorstörningarna som låg bakom olyckan har konstaterats vara skador i motorns powerturbinsektion. Sannolikt har skadorna initierats i en labyrinttätning till powerturbinen. Orsaken till de initiella skadorna i tätningen har inte kunnat fastställas. Även om PT6 är en mycket vanligt förekommande motormodell, kan det nu uppkomna felet inte anses ligga i en riskkategori där risken för upprepade felfunktioner av samma slag är hög.

Statens haverikommission lämnar därför inte i denna rapport några säkerhetsrekommendationer avseende motorns konstruktion eller underhållsprogram.

3. UTLÅTANDE

3.1 Undersökningsresultat

a) Piloten hade behörighet att utföra flygningen.
b) Flygplanet hade gällande luftvärdighetsbevis.
c) Flygplanets massa och balans var inom tillåtna gränser.
d) Motorstörningar inträffade på ca 100 fots höjd.
e) Nödlandning ansattes rakt fram mot en öppen yta på ön Björnö i Mälaren.
f) Vid nedslaget träffade vänster vinge marken först och flygplanet kom till stopp efter ca 50 meter.

g) Flygkroppen var förhållandevis oskadad efter haveriet.
h) Flygplanets vingar samt underlagets beskaffenhet kom att absorbera största delen av energin vid nedslaget.
i) De bälteskuddar som var monterade på bältena vid de främre stolarna utlöstes inte vid olyckan.
j) Retardationskrafterna i längdled vid haveriet har uppskattats till ca 8,5 g.
k) Nötskador konstaterades mellan rotorn och den statiska delen av labyrinttätningen i motorns powerturbinsektion.
l) Nötskador konstaterades på bladkransen på första turbinsteget och på turbinbladtopparna på andra turbinsteget samt på turbinhöljet.
m) Begynnande nötskador i labyrinttätningen har sannolikt orsakat en obalans i powerturbinen som förstärkts med tiden.
n) Beta-blockenheten på flygplanet har bytts med allt tätare intervall fram till olyckstillfället.
o) Rotordelen av labyrinttätningen bröts sönder och turbinbladen perforerade turbinhöljet.
p) ELT-signaler från flygplanet på frekvensen 121,5 MHz uppfattades inte av mottagarna i flygledartornet.
q) Trepartssamtalet som kopplades av SOS Alarm fungerade inte på avsett vis.
r) JRCC klassade händelsen som ett nödläge och inledde flygräddningstjänst.
s) Haveriplatsen lokaliserades från en helikopter från flygföretaget.
t) De tre ombordvarande tog sig själva ut ur flygplanet.
u) De tre som varit ombord bedömdes på olycksplatsen som lindrigt skadade.
v) Ungefär 500 liter flygbränsle läckte ut i samband med haveriet.
w) Haveriplatsen var belägen inom sekundär skyddszon för vattentäkt.
x) Kommunal räddningsinsats utfördes för att begränsa skador på miljön.
y) Brister i samverkan mellan utredande och miljöräddande myndigheter vid olycksplatsen konstaterades.

3.2 Orsak till olyckan

Olyckan orsakades av skador i powerturbinen som uppstått över tid, och som inte kunnat identifierats genom motorns föreskrivna underhållsprogram.

4. SÄKERHETSREKOMMENDATIONER

Transportstyrelsen rekommenderas att:

- Utreda förutsättningarna för att operativa övervakningskameror för utredningsändamål installeras på svenska trafikflygplatser. *(RL 2016:02 R1)*
- Arbeta för att frågan om operativa övervakningskameror för utredningsändamål på lämpligt sätt tas upp i det internationella flygsäkerhetsarbetet. *(RL 2016:02 R2)*)
- Skärpa tillsynen avseende funktion och tillförlitlighet för mottagande av nödsignaler på frekvensen 121,5 MHz vid flygtrafikledningsorgan på svenska trafikflygplatser. *(RL 2016:02 R3)*

SHK emotser besked senast den 1 juni 2016 om vilka åtgärder som har vidtagits med anledning av de rekommendationer som har lämnats i rapporten.

På haverikommissionens vägnar,

Mikael Karanikas Stefan Christensen

Bilaga:

Utredning av strukturella krafter vid nedslaget (XICE AB).

BILAGA

Utredning av haveri med Piper PA 46 Meridian på Björnön, Västerås den 13 feb 2015

Bo Persson
XICE AB

Rapport, SHK Dnr L-0015/15, 26 aug 2015

Sammanfattning:

Anledningarna till att kabinsektionen av flygkroppen klarade sig med begränsade skador kan sannolikt fastställas till:

- Det sneda nedslaget, vilket medförde:
  - Att motorn inte trycktes in i förarkabinen
  - Energiupptagning då vingarna gick av
- Den relativt låga farten
- Underlagets beskaffenhet
- Den robusta konstruktionen av flygkroppen (tryckkabin)

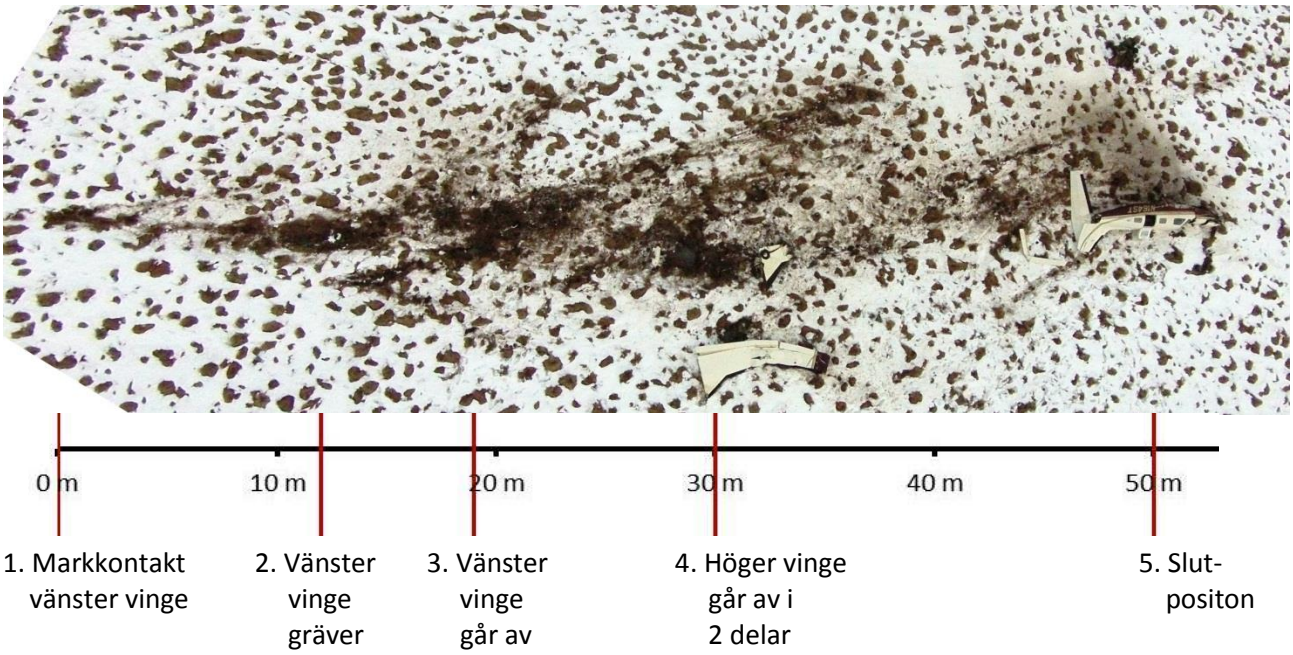
Innehåll: sida

1. Olycksplatsen 2
2. Analys av olycksförloppet 2
3. Uppskattningar och beräkningar 3
4. Slutsatser 5

1. Olycksplatsen:

Marken på olycksplatsen utgörs av en stubbåker, snötäckt med fläckvis barmark. Avsaknad av tjäle och att marken bestod av fuktmättad jord gör det lättare att se var och hur kraftiga islagen har varit. Spåren av uppsprätt jord kan också lätt spåras på den halvt snötäckta marken.

Drönarbild av olycksplatsen:



För att försöka få en bild av olycksförloppet, har flygbilder (drönarbilder) och markbilder av olycksplatsen studerats, samt orsakade brottskador undersökts. Även samtal med piloten om hans minnesbild av olyckan har gjorts.

2. Analys av Olycksförloppet:

Enligt samstämmiga uppgifter från pilot och passagerare har planet träffat marken med vänster vinge först under vänstergir. Aktuella farter och attityder kan endast uppskatts.
Sannolikt har planet haft låg fart och stallat vänster vinge ner i marken under pågående vänstergir.

1. Markontakt vänster vinge

   Första markkontakten uppvisar ”släpande” spår och kan inte varit speciellt kraftig.
   Troligen har planet haft tillräcklig lyftkraft som sedan avtagit under ökande vänstergir.

2. Vänster vinge gräver

   Planet har här förlorat större delen av sin lyftkraft och vänster vinge gräver kraftigt i marken. Sannolikt har vingen börjat deformeras kraftigt. Skadorna på vingen tyder på att vingspetsen trycks ”uppåt”, vilket stöder att planet har girat mycket kraftigt.

3. Vänster vinge går av

   Det kraftiga islagsmärket samt spåren av uppsprätt jord snett åt vänster tyder på att vänster vingen utsatts för så stora laster att den gått av vid vingroten. Detta stöds också av deformationerna vid brottområdet som visar att vingen gått av ”uppåt”. Motkraften mot kroppen orsakar en rotation kroppen medurs kring rollaxeln.

4. Höger vinge går av i 2 delar

   Troligen har kropp med höger vinge slagit i marken ganska ”platt” under kraftig höger rollrotation. Nostället tar i marken och går av. Höger vingen ”daskar” i marken varvid vissa delar lossnar och yttre delen av vingen omedelbart går av och far iväg med hög fart snett åt vänster, ca 60 m bort in i vassen. Rotationen av kroppen har avtagit men fortsätter och höger vingstump gräver ett djupt hål i marken och går av. Motkraften mot kroppen då vingstumpen går av, och det faktum att tyngdpunkten nu utan vingar ligger långt fram p.g.a. motorvikten, medför sannolikt att kroppen vrids upp med nosen i färdriktingen.

   Flygplanskroppen utan vingar ”studsar” nu upp i luften under måttligare rollrotation åt höger. Det första som tar i marken igen är höger delen av stabilisatorn. Spår på marken 3-4 meter snett bakåt höger tyder på detta. Rollrotationen avtar när stabilisatorn lossnar. Dock forsätter rotationen så pass mycket att fenan går i marken och deformeras. I detta läge, nästan helt upp och ner, är farten i färd riktingen nästan noll och kroppen faller ner åt vänster och stannar där. Det är troligen i detta skede passageraren i högra sätet slår i kabinväggen.

5. Slutposition

   Under förloppet har motorn endast blivit utsatt för stötar i sidled, inte rakt framifrån. Därför har inte motorn trycks in i kabinen, men den uppspruckna plåten mellan motor och kabin vittnar om flertalet stötar i sidled.

3. Uppskattningar och beräkningar:

Då olycksförloppet endast kan uppskattas och mer exakta siffror saknas, krävs ett antal antaganden för att en beräkning av energier, farter och tider ska kunna göras.
Beräkningarna är därför inte på något sätt precisa, men kan kan ändå ge en ungefärlig bild av olyckan.

Vid första markkontakt (position 1.) har antagits följande:

Fart = 60 knop
Total massa = 2200 kg

Detta ger en startenergi = 1.048 MJ (MegaJoule)

Det ända vi med säkerhet vet är att energin vid slutpositionen (position 5.) är noll.

Därför har en skalfaktor införst, så att effekten alla uppskattade värden till slut resulterar i att energin är noll. Detta har gjorts genom en iteration efter att alla nödvändiga antagande gjorts.

Följande har antagits:

Energiförluster p.g.a. markontakt = 25 % av startenergin.
Energiförluster p.g.a. luftkrafter har antagits vara propotionella mot kvadraten på farten integrerade över tiden.
Energiförluster p.g.a. massförlust då vingar går av.

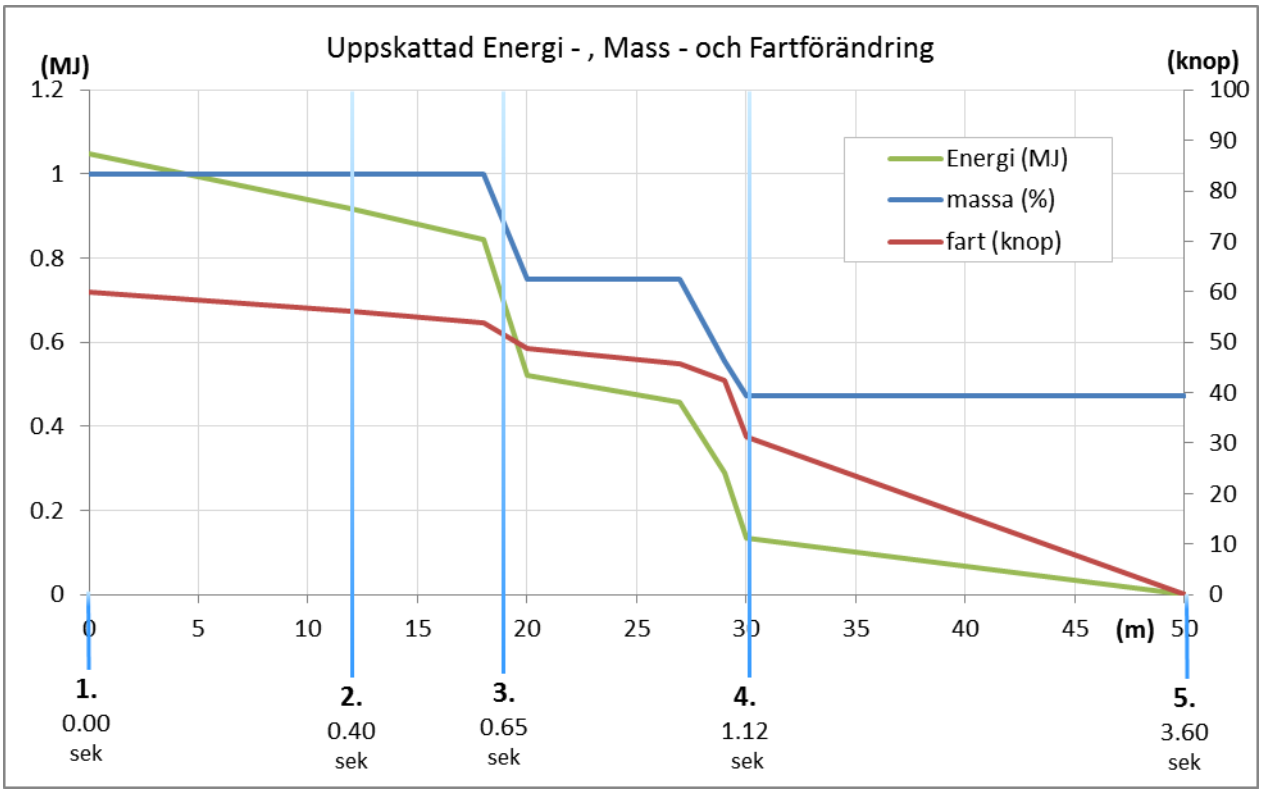
Fördelning av energiförluster:

Förloppsposition:	1.		2.		3.		4.		5.
Markkontakt (tot: 25%):	0%		1%		9%		13%		2%
Luftkrafter (tot 39%):		12%		6%		8%		13%	
Massförluster (36%):	0%		0%		20%		16%		0%

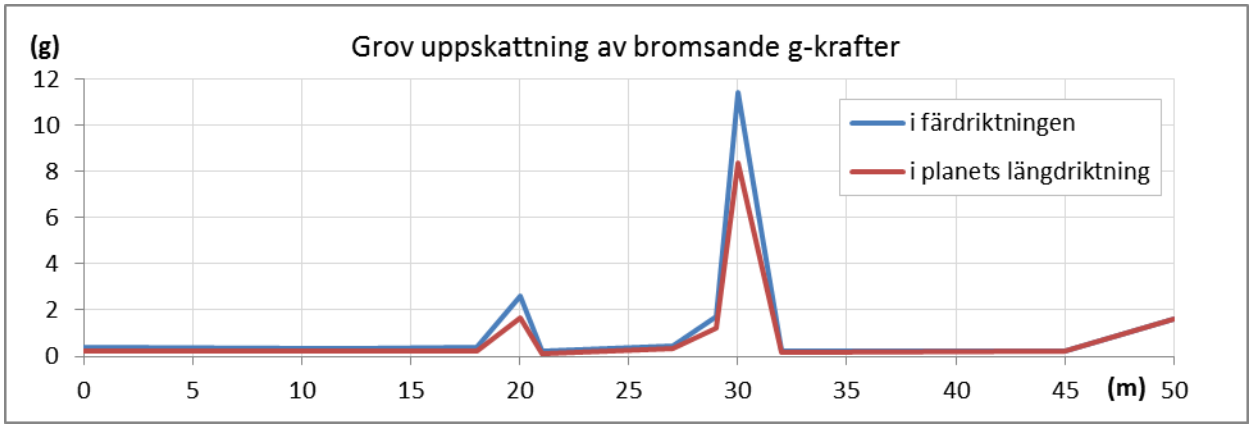
Ger total: 100%

(Kommentar: Att energiförlusten är större när vänstervinge går av med ett brott än när högervinge går av med två brott, beror på att farten var mycket högre då vänstervingen går av.)

Med dessa antagna värden fås följande uppskattningar av energi och fart som funktion av sträcka och tid:



Vidare har en mycket grov, linjär, uppskattning av bromsande g-krafter i färdriktningen gjorts. Observera att färdriktningen inte är detsamma som planets längdriktning då planet girar. Uppskattningen bygger på antagandet att flygplanets girvinkel vid 0 m är 60 grader, vid 30 m 45 grader och 0 grader i slutposition.



4. Slutsatser:

Den främsta orsaken till kabinsektionen utan större skador är sannolikt det sneda nedslaget. Hur sned är mycket svårt att uppskatta, men troligen minst 45 grader, sannolikt mer.

Detta har medfört att motorn inte blivit utsatt för någon kraftig stöt rakt framifrån, och därmed inte tryckts in i kabinen och orsakat allvarliga personskador, vilket är relativt vanligt vid haverier av enmotoriga flygplan.

Det sneda nedslaget orsakade även att vingarna fick ta de första kraftiga stötarna och gick av. Detta innebar en kraftig energireducering. Ju kraftigare energimiskning, ju mindre energi finns kvar som kan orsaka skador.

Den relativt låga farten gjorde att utgångsenergin var relativt låg.

Den mjuka marken medförde att själva islagen i marken blev ”mjukare” alt. ”segare” och därmed avsevärt mindre lokala energikoncentrationer och g-krafter. Hade marken varit hård, exempelvis betong- eller asfaltbana, hade sannolikt de lokala energikoncentrationerna varit så höga att tryckkabinen skadats och där även risken för antändning av bränslet hade ökat. Endast en mycket grov uppskatting av g-krafternas storlek har kunnat göras. Dock har inte g-krafterna i planets längdriktning varit tillräckligt stora (9 g) för utlösa de installerade g-bältena.

Den robusta kabinkonstruktionen (tryckkabin) gjorde att den klarade de sista islaget utan svårare skador.