

**RAPPORT OM ALVORLIG LUFTFARTSHENDELSE 19. MAI 2004 CA. 20
NM VEST-NORDVEST FOR SANDEFJORD LUFTHAVN TORP MED
BOMBARDIER DHC-8-402, LN-WDA, OPERERT AV WIDERØES
FLYVESELSKAP ASA**

Avgitt
November 2007

Statens Havarikommisjon for Transport
Postboks 213
2001 Lillestrøm
Telefon: 63 89 63 00
Faks: 63 89 63 01
<http://www.aibn.no>
E-post: post@aibn.no

INNHALDSFORTEGNELSE

MELDING OM HENDELSEN	3
SAMMENDRAG	3
1. FAKTISKE OPPLYSNINGER	4
1.1 Hendelsesforløpet	4
1.2 Personskader	7
1.3 Skader på luftfartøy	7
1.4 Andre skader	7
1.5 Personellinformasjon	7
1.6 Luftfartøy	8
1.7 Været	15
1.8 Navigasjonshjelpemidler	15
1.9 Samband	16
1.10 Flyplasser og hjelpemidler	16
1.11 Flyregistratorer	16
1.12 Beskrivelse av skader på motorinstallasjonene	16
1.13 Medisinske og patologiske forhold	20
1.14 Brann	20
1.15 Overlevelsesaspekter	22
1.16 Spesielle undersøkelser	22
1.17 Organisasjoner og ledelse	30
1.18 Andre opplysninger	31
1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder	35
2. ANALYSE	35
2.1 Operative forhold	35
2.2 En vurdering av bruddet i kompressorbladet	37
2.3 Følgeskader	38
2.4 Flyets system for brannvarsling	40
2.5 Tidspunktet for slukking av brannen	41
2.6 Brann- og redningstjenesten	41
2.7 Vedlikehold	42
2.8 Overlevelsesaspekter	43
3. KONKLUSJON	43
3.1 Undersøkelserresultater	43
3.2 Signifikante undersøkelsesresultater	45
4. SIKKERHETSTILRÅDINGER	45

RAPPORT OM ALVORLIG LUFTFARTSHENDELSE

Typebetegnelse: Bombardier Aerospace Inc. DHC-8-402
Registrering: LN-WDA
Eier: HPA Leasing Limited
Whiteley Chambers, Don Street, St Helier
Jersey JE4 9WG
UK
Bruker: Widerøes Flyveselskap ASA
Postboks 247
8001 BODØ
Besetning: 2 + 2
Passasjerer: 27
Hendelsessted: Ca. 20 NM vest-nordvest for Sandefjord lufthavn Torp
(ENTO)
Hendelsestidspunkt: Onsdag 19. mai 2004, kl. 0739

Alle tidsangivelser i denne rapporten er lokal tid (UTC + 2 timer), hvis ikke annet er angitt.

MELDING OM HENDELSEN

Havarikommisjonen for sivil luftfart og jernbane (HSLB)¹ ble varslet om hendelsen 19. mai 2004 kl. 0817 av lufttrafikkjentesten på Torp. Meldingen gikk ut på at et DHC-8-400 fly tilhørende Widerøes Flyveselskap hadde foretatt en kontrollert nødlanding på lufthavnen som følge av brann i en motor. Det ble fra SHTs side gitt tillatelse til å flytte flyet fra rullebanen. To havariinspektører ankom Torp kl. 1130 samme dag og påbegynte undersøkelsen umiddelbart.

I henhold til ICAO Annex 13, Aircraft Accident Investigation, ble den kanadiske havarikommisjonen, Transport Safety Board (TSB) underrettet. TSB utnevnte en akkreditert representant som fulgte deler av de undersøkelsene som foregikk i Canada.

SAMMENDRAG

En Bombardier DHC-8-402 fra Widerøe med radiokallesignal WIF404 tok av fra Sandefjord lufthavn Torp (ENTO) kl. 0732 med kurs mot Bergen lufthavn Flesland (ENBR). Flygingen var normal helt til flyet hadde steget til 13 500 ft. Det hørtes da et smell og en rekke indikasjoner viste at venstre motor var i ferd med å stoppe. Kort tid senere aktiverte brannvarslingen. Besetningen stengte ned venstre motor² og returnerte til Torp på en motor. Til tross for at begge brannflaskene ble avfyrt var brannvarslingen på helt til flyet ble gjort strømløst etter evakueringen. Landingen og evakueringen foregikk uten at noen ble fysisk skadet.

Undersøkelsen har vist at motorsvikten oppsto som følge av et utmattingsbrudd i ett av bladene i rotoren i lavtrykkskompressorens første trinn. Vibrasjoner grunnet bladbruddet førte til store

¹ Undersøkelsen ble påbegynt før 1. september 2005 da etaten skiftet navn fra Havarikommisjonen for sivil luftfart og jernbane (HSLB) til Statens havarikommisjon for transport (SHT)

² Venstre motor benevnes også motor nr. 1, og tilsvarende høyre motor nr. 2.

innvendige skader i motoren og det oppsto blant annet en oljelekkasje i "fuel heater". Oljen fra denne strømmet bakover og ble antent av de varme eksosgassene bak i motoren. Brannen påførte motoren store skader og gjorde at brannvarslingen fortsatte å varsle brann selv etter at motoren var kjølt helt ned.

Den aktuelle motortypen Pratt & Whitney Canada PW150A var relativt ny og det var opparbeidet lite driftserfaring på typen. Produsenten var kjent med problemer i framkanten av de aktuelle bladene, og en ny versjon av lavtrykkskompressorens første trinn var under utvikling da hendelsen skjedde. Hendelsen med Widerøe, og en lignende hendelse med et fly tilhørende SAS Commuter var imidlertid forårsaket av sprekker lengre bak langs bladroten. En tredje versjon av lavtrykkskompressorens første trinn med modifisert profil og nytt materiale ble så utviklet og produsert for PW150A motoren. Den kunne fra desember 2006 bli installert i henhold til Service Bulletin (SB) 35191. Det har i forbindelse med undersøkelsen blitt påvist et forbedringspotensial ved besetningens innledende håndtering av nødsituasjonen, svakheter ved brann- og redningstjenestens brannslukningsprosedyre for flytypen DHC-8-400 og svikt i operatørselskapets vedlikeholdsprogram.

SHT har gitt fire sikkerhetstilrådinger i forbindelse med undersøkelsen.

1. FAKTISKE OPPLYSNINGER

1.1 Hendelsesforløpet

- 1.1.1 Fartøysjefen ankom Sandefjord lufthavn Torp (ENTO) for sent i følge fastlagt tidspunkt for innsjekk. Styrmannen gjennomførte derfor planlegging og forberedelser til flygingen alene. Styrmannen var allerede i cockpit da fartøysjefen ankom. De tok seg imidlertid god tid til gjennomgang av sjekklister og forberedelser før avgang.
- 1.1.2 Kl. 0732 tok LN-WDA av fra rullebane 18 på rute WIF404 med planlagt landing på Bergen lufthavn Flesland (ENBR). Det var 4 besetningsmedlemmer og 27 passasjerer om bord. Styrmannen førte flyet (Pilot Flying – PF) og fartøysjefen (Pilot Not Flying – PNF) betjente radioen. Det ble fløyet i henhold til klarering for Standard Instrument Departure (SID) SKI 1S. Etter avgang etablerte flyet seg på en kurs av 297° og klatret med en hastighet på 240 kt.
- 1.1.3 Flygingen var normal til kl. 07:38:49 da besetningen og flere passasjerer hørte et smell og merket et slag i flyet. Flyet var kommet til 13 500 ft. Før smellet indikerte venstre motor (motor nr. 1) 92% torque og høyre motor (motor nr. 2) 95% torque. En rekke indikasjoner i cockpit viste at venstre motor var i ferd med å stoppe. Blant annet gikk "Fuel flow" til "0" og turtallet på lavtrykkskompressoren (NL) sank fra 91% til 0% (ca. 25 000 til 0 omdreininger per minutt) på 4 sekunder. Videre kom flere varsellys på. Følgende skjedde deretter i rask rekkefølge (tiden angitt til venstre):
- 07:38:52 Styrmannen kommenterte at autopiloten koblet ut.
- 07:38:58 Styrmannen lokaliserte problemene til venstre motor. Samtidig aktiverte brannvarslingen for venstre motor.

- 07:39:02 Styrmannen beordret nedstenging av venstre motor ("*Engine failure shut down engine number one, engine fire*"). Fartøysjefen trakk venstre Power Lever tilbake til IDLE uten å bekrefte hvilken motor som ble stengt ned.
- 07:39:04 Fartøysjefen trakk venstre Condition Lever tilbake til FEATHER og bekreftet "*Shutting down.*" Dette ble fulgt av en kommentar fra styrmannen som kan tolkes som at han ville forsikre seg om at riktig motor ble nedstengt.
- 07:39:06 Fartøysjefen skjøv høyre Power Lever foran "Detent" og inn i manuell regulering (over travel). Dette førte til at høyre motor:
- over en periode på 22 sekunder gikk over 100% i "torque" med høyeste registrerte verdi på 102%
 - over en periode på 23 sekunder gikk motortemperaturen (ITT) over høyeste tillatte verdi på 880 °C. Høyeste registrerte verdi var 917 °C).
 - over en periode på 23 sekunder gikk over 100% i turtall på lavtrykkskompressoren (NL) med høyeste registrerte verdi på 101%
- 07:39:12 Styrmannen ba fartøysjefen om bekreftelse på at motor nr. 1 var i feather, og dette ble besvart med "*Number one in feather.*"
- 07:39:14 Venstre Condition Lever ble trukket tilbake til FUEL OFF. Videre ble nødnedstenging av motoren gjennomført ved at håndtaket PULL FUEL/HYD OFF ble trukket ut.
- 07:39:17 Kabinbetjeningen ringte for å få kontakt med flybesetningen.
- 07:39:18 Første brannslukningsflaske (FWD BTL) ble utløst.
- 07:39:19 Fartøysjefen hadde tidligere kommunisert med Oslo Control (ATCC) på 120,370 MHz. Styrmannen tok så over radioen og ga følgende melding: "*Widerøe four-zero-four, returning to base as soon as possible. We have engine fire!*"
- 07:39:24 Oslo Control: "*Widerøe four-zero-four turning back. Left or right turn, you can choose.*"
- 07:39:32 Styrmann: "*Turning right and declaring an emergency.*"
- 07:39:35 Styrmannen påbegynte en høyresving som etter 21 sekunder medførte en maksimal krenning på 47°. Som en følge av dette mottok besetningen varselet "BANK ANGLE – BANK ANGLE". En krenning på over 35° ble holdt i 30 sekunder. Samtidig ble en nedstigning påbegynt.
- 07:39:44 Oslo Control: "*Widerøe four-zero-four roger. Emergency and descend when convenient FL 100.*"
- 07:39:50 Styrmann: "*Descending back to 100, Widerøe four-zero-four.*"
- 07:39:55 Besetningen registrerte at brannvarslingslyset fortsatt sto på og bakre brannflaske (AFT BTL) ble utløst.

07:39:57 Oslo Control: *"Four-zero-four, contact Farris Approach for unrestricted descend 134.05."*

- 1.1.4 Kl. 07:40:00 ba styrmannen om bekreftelse på at punktene i sjekklisten var gjennomgått. Dette resulterte i at fartøysjefen leste opp og gikk igjennom de første punktene i sjekklisten "ENGINE FAILURE/FIRE/SHUTDOWN (In Flight)" (de 7 første "memory items").
- 1.1.5 Kl. 07:40:58 tok fartøysjefen over radioen og kalte opp Farris Approach: *"Farris, Widerøe four-zero-four, MAYDAY – MAYDAY – MAYDAY we have one engine on fire, returning visually to Torp."* Besetningen ble deretter gitt ubegrenset nedstigning og klarering for visuell innflyging til bane 18 på Torp.
- 1.1.6 Flygebesetningen informerte passasjerene om at de returnerte til Torp. Kabinbesetningen ble videre orientert om hva som skulle skje og det ble gitt beskjed om forberedelse til evakuering på høyre side. Det ble besluttet å benytte både fremre og bakre dør.
- 1.1.7 Kl. 07:42:17 ble besetningen bedt om å kontakte kontrolltårnet på Torp (TWR) på 118,650 MHz. Tilgjengelige indikasjoner tydet på at det fortsatt brant i venstre motor og dette ble videreformidlet til kontrolltårnet. Klarering for landing ble så gitt:
- "Widørøe four-zero-four..... Roger.....Emergency....Cleared to land one eight...wind is two-two-zero one-six knots.....fire trucks are out."*
- 1.1.8 Kl. 07:43:44 begynte besetningen en gjennomgang av sjekklisten "ENGINE FAILURE/FIRE/SHUTDOWN (In Flight)" for å verifisere at alle punktene var utført.
- 1.1.9 LN-WDA kom høyt i forhold til avstanden til terskelen på bane 18 og besetningen gjennomførte en 360° sving på sluttinnlegget for å komme i riktig posisjon. Besetningen gikk gjennom relevante nødsjekklistene og konkluderte med at alle systemer fungerte som forutsatt.
- 1.1.10 Tre kjøretøyer fra brann- og redningstjenesten tok oppstilling langs rullebanen. En av brann- og redningsmannskapene la da merke til at det under innflygingen kom røyk ut av venstre motor.
- 1.1.11 Selve landingen kl. 07:48:16 var i følge flygebesetningen uproblematisk. Oppbremsingen var normal og så snart flyet sto stille ble høyre motor stanset og flyet evakuert. Samtidig begynte brann- og redningstjenesten å sprøyte skum på venstre motor. Det ble ikke observert flammer fra motoren og situasjonen ble etter kort tid vurdert å være under kontroll.
- 1.1.12 Styrmannen forklarte til havarikommisjonen etter hendelsen at det aldri var noen problemer forbundet med manøvreringen av flyet og at virkningen av motorbortfallet var ubetydelig.
- 1.1.13 Ingen av besetningen eller passasjerene ble skadet. De ble først ledet i sikker avstand fra flyet og senere brakt inn i terminalbygningen og orientert om det inntrufne.
- 1.1.14 LN-WDA ble tauet bort fra rullebanen ca. en time etter landingen. Normal trafikkavvikling ble så gjenopprettet ved lufthavnen.

1.2 Personskader

Tabell 1: Personskader

Skader	Besetning	Passasjerer	Andre
Omkommet			
Alvorlig			
Lett/ingen	4	27	

1.3 Skader på luftfartøy

Venstre motorinstallasjon ble omfattende skadet og måtte byttes. Høyre motor måtte sendes til motorprodusenten for kontroll (se kapittel 1.12 for detaljer).

1.4 Andre skader

Ingen

1.5 Personellinformasjon

1.5.1 Fartøysjefen

1.5.1.1 **Fartøysjefen**, mann 50 år, hadde sin grunnutdannelse fra Den Norske Luftfartsskole på Torp i perioden 1976 – 79. Han ble ansatt i Widerøes Flyveselskap i 1985 og fikk typerettighet på DHC-8-400 15. april 2004. **Fartøysjefen** hadde totalt ca. 3 700 timer erfaring på DHC-8, det alt vesentlige på -100 og -300.

1.5.1.2 **Fartøysjefen** fikk ATPL-A første gang utstedt 3. desember 1996, gyldig til 29. mars 2006. Siste ferdighetskontroll (Proficiency Check – PC) ble gjennomført 26. november 2003. Siste Operational Proficiency Check (OPC) ble gjennomført 5. mai 2004 på DHC-8-400. **Fartøysjefen** hadde legeattest klasse 1 gyldig til 22. november 2004. Attesten hadde følgende begrensning: ”VDL – Shall wear corrective lenses and carry a spare set of spectacles.”

Tabell 2: Flygetid **fartøysjefen**

Flygetid	Alle typer	Aktuell type
Siste 24 timer	0:25	0:25
Siste 3 dager	5:43	5:43
Siste 30 dager	46:59	Ikke oppgitt
Siste 90 dager	151:57	Ikke oppgitt
Totalt	ca. 12 700	Ikke oppgitt

1.5.2 Styrmannen

1.5.2.1 **Styrmannen**, mann 33 år, hadde sin grunnutdannelse ved Flygteoriskolan i Jarfalla i Sverige. Han ble ansatt i Widerøes Flyveselskap i 1998 og fikk typerettigheter på DHC-8-400 8. november 2003. **Styrmannen** hadde totalt ca. 2 900 timer erfaring på DHC-8.

1.5.2.2 **Styrmannen** hadde CPL-A gyldig til 30. april 2006. Siste Proficiency Check (PC) ble gjennomført 30. september 2003. Siste ferdighetskontroll (OPC) ble gjennomført 14.

mars 2004. Styrmannen hadde legeattest klasse 1 gyldig til 10. mars 2005 med følgende begrensning: "VDL – Shall wear corrective lenses and carry a spare set of spectacles."

Tabell 3: Flygetid styrmannen

Flygetid	Alle typer	Aktuell type
Siste 24 timer	0:25	0:25
Siste 3 dager	3:01	3:01
Siste 30 dager	54:15	54:15
Siste 90 dager	144:36	144:36
Totalt	ca. 4 000	ca. 650

1.5.3 Kabinbesetningen

Begge kabinbesetningsmedlemmene hadde gyldige sertifikater og hadde fått rettigheter til å tjenestegjøre om bord i DHC-8-400 henholdsvis fra 11. oktober 2002 og 26. februar 2003.

1.6 **Luffartøy**

1.6.1 Generelt

DHC-8-400 (ofte også omtalt som Q400) er et tomotors høyvinget turboprop-fly utviklet fra tidligere versjoner av deHavilland Canada DHC-8. Sammenlignet med forgjengeren, DHC-8-300, har den en vesentlig lengre kabin som kan ta opp til 78 passasjerer, en annen og kraftigere type motorer og en modernisert cockpit. Flytypen ble første gang tatt i bruk i februar 2000. Widrøes Flyveselskap mottok det første eksemplaret 17. november 2001, og hadde på hendelsestidspunktet 3 fly av typen DHC-8-402.

1.6.2 Data

Produsent:	Bombardier Aerospace Inc.
Modell:	DHC-8-402
Luftdyktighetsbevis:	Gyldig til 31. juli 2004
Produksjonsår:	2002
Serienummer:	4069
Totalt antall flytimer:	3 477
Antall landinger:	3 464
Motortype:	Pratt & Whitney Canada PW150A
Serienummer, venstre motor:	FA0019
Gangtid, venstre motor:	3 963 timer
Cycles, venstre motor:	4 284

1.6.3 Masse og balanse

1.6.3.1 Ved avgang var det 4 000 kg drivstoff av typen JET A-1 om bord. Avgangsmassen var beregnet til 24 388 kg. Maksimalt tillatt avgangsmasse var 29 257 kg.

1.6.3.2 Flyet var innenfor begrensningene med hensyn til tyngdepunktets plassering.

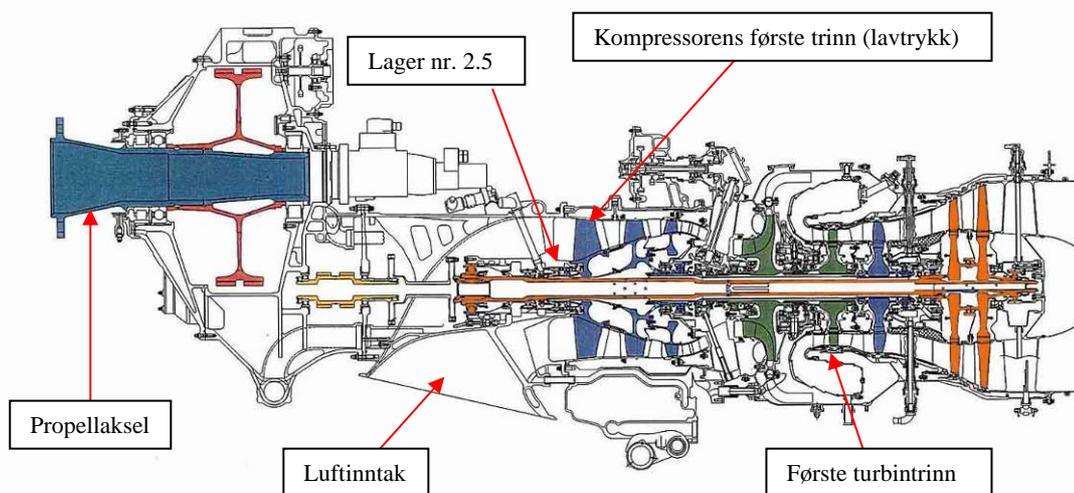
1.6.4 Beskrivelse av motor og systemer

1.6.4.1 *Generelt*

Motortypen ble typesertifisert i juni 1998. Den er konstruert med fire turbintrinn hvorav første trinn driver høytrykkskompressoren (turtallet betegnes NH), andre trinn driver lavtrykkskompressoren (turtallet betegnes NL) og de to siste trinnene driver propellen via en gjennomgående aksel og en reduksjonsgirboks (se figur 1). Motoren kan levere 5 071 SHP (Shaft Horse Power).

Motoren ble i 2004 bare benyttet på DHC-8-400 og var i mai 2004 produsert i ca. 200 eksemplarer.

Motorrommet ventileres ved hjelp av en ejektor i forbindelse med eksosrøret. Luft fra motorrommet trekkes inn i eksosrøret via en spalte som dannes mellom motorens "exhaust nozzle" og eksosrøret som munner ut bak oppe på motorinstallasjonen.



Figur 1: Oversikt over motorens hovedkomponenter inklusiv reduksjonsgearboks.

1.6.4.2 *Regulering og kontroll av motor og propell*

DHC-8-402 har elektronisk regulering og kontroll av motorene og propellene ved hjelp av "Full Authority Digital Engine Control" (FADEC) og Propeller Electronic Controller (PEC). FADEC og PEC får signaler fra en rekke givere for trykk, temperatur, turtall etc. som sammenholdes med signaler fra betjeningsorganer i cockpit. På bakgrunn av denne informasjonen optimaliserer FADEC og PEC motorens og propellens ytelser til de forskjellige flyefasene. I cockpit finnes følgende sentrale betjeningshendler:

- Power Lever (PL): Kontrollerer motorkraften via FADEC når PL er foran "Flight Idle". "Rated Power" oppnås når PL står i "Detent". I denne posisjonen er motoren godt beskyttet mot overskridelse av kritiske grenseverdier. Hvis PL skyves foran "Detent" øker FADEC motorkraften ut over det som er valgt helt opp til 125% av maksimal ytelse for avgang. Denne muligheten skal bare benyttes i nødsituasjoner. Posisjonen på PL bestemmer også minimum bladvinkel under flyging og kontrollerer bladvinkelen direkte under bakkeoperasjoner.
- Condition Lever (CL): Regulerer propellerturtallet og bestemmer kraftuttak (power ratings), via PEC, i fremre posisjon. CL aktiverer kantstilling av propellen (propeller feathering) i "Start & Feather" posisjon. CL sender et signal om stenging av drivstofftilførselen i bakre posisjon.

FADEC overvåker en rekke parametere og stopper blant annet motoren hvis det oppstår brudd i akselen til lavtrykkskompressoren. Videre er motorinstallasjonen utstyrt med et system for "Autofeather" og "Uptrim". "Autofeather" sørger for at propellerbladene kantstilles automatisk hvis systemet er armert av besetningen før avgang og motoren mister kraften. Systemet for "Uptrim" øker effekten automatisk på den gjenværende motoren fra "Normal Take-Off" til "Maximum Take-Off Power" (MTO). Dette systemet er aktivt under alle faser av flygingen, men har ingen effekt når motoren er satt i "Climb Power" eller "Cruise Power".

1.6.4.3 *Kompressorens første trinn*

Rotoren i kompressorens første trinn er frest ut av ett stykke "Titanium alloy forging 6AL-4V triple melted". For å bedre de mekaniske egenskapene er overflaten på bladene beskyttet med små glasskuler (glas bead peened). Dette reduserer strekkspenninger i overflaten. Da hendelsen oppsto hadde motoren med lengst gangtid, i følge Pratt & Whitney Canada, akkumulert ca. 6 800 flytimer. Kompressoren med lengst gangtid hadde akkumulert ca. 6 000 flytimer. Det var per 30. april 2004 funnet sprekker i forkanten på bladene i 9 forskjellige kompressorer. Disse hadde hver akkumulert mellom 2 553 og 4 003 flytimer.

1.6.4.4 *Motorolje*

Normalt rommer hver motorinstallasjon omkring 24 liter olje. Motoroljen som benyttes i motoren har et flammepunkt på 204 °C. Den selvantenner ved 382 °C.

1.6.4.5 *Fuel heater*

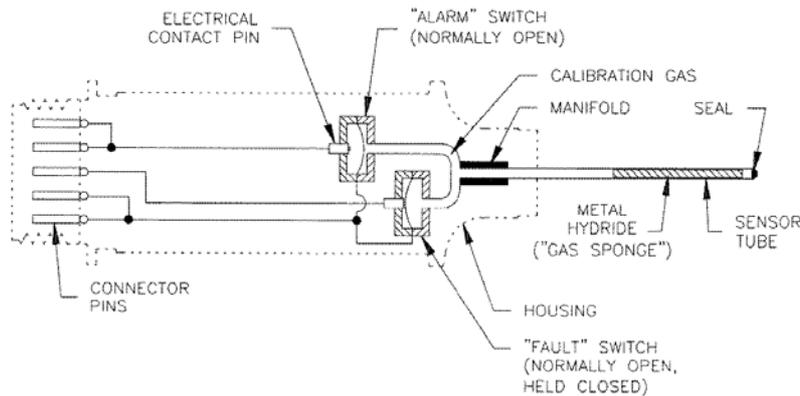
Drivstoffet som ligger lagret i vingene kjøles kraftig ned under flyging i kald luft. For å unngå for lav temperatur på drivstoffet varmes det opp av varm motorolje i en varmeveksler (fuel heater) før det går inn i motorens drivstoffkontroll (se figur 14). Denne enheten benevnes også "fuel to oil heat exchanger".

1.6.4.6 *System for brannvarsling*

Hver motorinstallasjon (nacelle) har et system for å detektere overtemperatur eller brann. Til sammen tre sensorer (detector loop) er montert i henholdsvis "Main Wheel Well Zone", "Leading Edge Zone" og omkring "Propeller Electronic Controller". De to sistnevnte sensorene er seriekoblet og dekker til sammen "Primary Engine Zone". Hver sensor består av et tynt bøyelig rør som er tett i den ene enden og koblet til to trykkløpere

i den andre enden. Røret er fylt med heliumgass under trykk. Røret inneholder også en titankjerne som er impregnert med hydrogen. Hvis hele røret varmes opp, stiger trykket i heliumgassen og den ene trykkbryteren aktiverer og varsler høy temperatur/brann. Sensoren i motorrommet skal aktivere hvis områdetemperaturen kommer opp i 243 °C til 277 °C. Hvis deler av røret varmes til 538 °C eller mer, vil også hydrogengass frigjøres. Dette medfører at systemet aktiveres selv om bare en begrenset del av røret utsettes for høy temperatur.

Hvis røret skades og heliumgassen lekker ut, vil trykket avta og den andre av de to trykkfølerne vil aktivere. Dette varsles med lys i cockpit. Brannvarslingssystemet kan testes fra cockpit.



Figur 2: Skisse av varmedetektor (sensor).

Ved overtemperatur eller brann i motoren varsles dette med:

- rødt lys i angjeldende "PULL FUEL/HYD OFF HANDLE" i takpanelet
- to røde varsellys "WARNING PRESS TO RESET" oppe på instrumentpanelet (glareshield panel)
- to røde varsellys "ENGINE FIRE" oppe på instrumentpanelet (glareshield panel)
- rødt varsellys "CHECK FIRE DETECTION" i takpanelet (caution & warning panel)
- lydsignal (ringing)

1.6.4.7 System for brannslukking

Ved brannvarsling trekkes håndtaket "PULL FUEL/HYD OFF HANDLE" ut og ventilene for hydraulikk og drivstoff stenges. Videre armeres brannslukkingssystemet. Flyet har to flasker med Halon brannslukkingsmiddel til motorene, en fremre- og en bakre flaske. Besetningen aktiverer først den fremre flasken. Halon vil da bli rutet til angjeldende motor. Hvis brannvarslingen ikke opphører i løpet av 30 sekunder skal den andre flasken (bakre) også aktiveres.

1.6.5 Operations Manual (OM) Part B

1.6.5.1 *Abnormal and Emergency Procedures*

Følgende siteres fra OM Part B, kapittel 3.0 GENERAL FOR ALL EMERGENCIES:

”3.0.2 Crew Co-ordination during Emergencies

In the event of an abnormal situation, the primary objective of the flight crew is to control the aeroplane. The crew will assess the problem when vertical and lateral flight path control is established and ground contact is no longer a threat. Once the nature of the problem has been established, the PF will call for the appropriate memory items if applicable. The PNF actions the memory items which are confirmed by the PF. When the memory items are complete, the PF will call for the appropriate emergency checklist. The PNF actions the checklist using the “read and do” method.”

1.6.5.2 *Q400 Dash 8 Quick Rreference Handbook:*

”ENGINE FAILURE/FIRE/SHUTDOWN

(In Flight)

- | | |
|---|-------------------------|
| <i>Affected Engine</i> | |
| • Power Lever..... | <i>Flight Idle</i> |
| • Condition Lever..... | <i>Fuel Off</i> |
| • Alternate Feather (if req'd)..... | <i>Fthr</i> |
| • Pull Fuel/Hyd Off Handle..... | <i>Pull</i> |
| • Tank Aux Pump..... | <i>Off</i> |
| <i>If Fire:</i> | |
| • Extg switch (affected engine)..... | <i>Fwd Btl</i> |
| <i>If Fire Persists, Wait Up To 30 Seconds:</i> | |
| • Extg switch (affected engine)..... | <i>Aft Btl</i> |
| • Autofeather..... | <i>Off</i> |
| • Power levers..... | <i>operate together</i> |
| • Ignition (Affected Engine)..... | <i>Off</i> |
| • Bleed Air: | |
| Operating Engine..... | <i>as req'd</i> |
| Affected Engine..... | <i>Off</i> |
| • Stby Hyd Press..... | <i>On</i> |
| • Tank Aux Pump (Operating Engine)..... | <i>On</i> |

If No. 2 engine inoperative:

- *PTU Cntrl..... On*

Landing Considerations:

- with #1 Engine inoperative DO NOT select PTU

Cntrl to ON

Landing Distance Factor:

Flap 10..... 1.40

Flap 15..... 1.40

Flaps 35..... 1.50

Caution: Propeller may unfeather if Autofeather is selected off before condition lever is selected fuel Off.”

Innrammet tekst skal huskes (memory items) og utføres før punktene senere verifiseres med sjekklisten.

1.6.6 Vedlikeholdsstatus

Siste A check:	24. april 2004	Flytid: 3 329:17	Landinger: 3 324
Siste Line check:	17. mai 2004	Flytid: 3 470:53	Landinger: 3 458
Siste Over Night check:	19. mai 2004	Flytid: 3 477:14	Landinger: 3 464

Det var ingen gjenstående anmerkninger i flyets reisedagbok (Hold Item List - HIL).

1.6.7 Informasjon fra motorprodusenten

1.6.7.1 *Service Bulletin 35111*

På grunn av erfaringer med sprekker i bladene på lavtrykkskompressorens første trinn utgav Pratt & Whitney Canada 13. desember 2002 Service Bulletin (S.B.) nr. 35111. Da hendelsen oppsto var revisjon nr. 6 datert 18. desember 2003 gjeldende (R6). Service bulletinen er oppgitt å være i kategori 3³, det vil si at den er anbefalt, men ikke et absolutt krav.

S.B. 35111R6 beskriver en Fluorescent Penetrant Inspection eller en Eddy Current Inspection langs forkanten av bladrøttene på lavtrykkskompressorens første trinn. Det er anslått at inspeksjonen vil ta 3 timer. S.B. 35111R6 er aktuell for alle motorer som totalt har gått mer enn 2 000 timer. Inspeksjonen skal utføres for hver 500 time.

P&WC S.B. nr. 35111R6 (first stage compressor rotor inspection) for venstre motor ble gjennomført 29. april 2004 ved en motorgangtid på 3 845:00 timer (118 timer før hendelsen). Arbeidet ble utført i henhold til Widerøes Task 723000W301 (Eddy Current Inspection) som bygger på Pratt & Whitney Canada Task 72-00-00-250-801. Det ble ikke funnet sprekker i rotoren under denne inspeksjonen.

³ Category 3: P&WC recommends to do this service bulletin within..... hours or cycles.

1.6.7.2 *Field Issues Monthly*

”Pratt & Whitney Canada Customer Support” omtalte problemet med lavtrykkskompressoren i april 2004 utgaven av PW150 ”Field Issues Monthly”. Det slås der fast at det var registrert 9 tilfeller av sprekker i første trinns kompressorblader. Motorene hadde en gangtid på mellom 2 553 og 4 003 timer. Sprekkene hadde startet i forkant ved bladroten. Årsaken ble forklart å være ”High Cycle Frequency/Low Cycle Frequency interaction”. Følgende løsning på problemet ble skissert:

- FPI / Eddy Current Inspection (SB35111), initielt ved oppnådde 2 000 motortimer og deretter for hver 500 motortime.
- Bytte lavtrykkskompressorer. Dette skulle gjøres på alle motorer som ble sendt til verksted, og hvor motoren hadde gått mer enn 3 000 timer.

Det ble videre forespeilet at en forbedret utgave av første trinn kompressor ville være tilgjengelig på markedet i september 2004⁴.

1.6.8 Typesertifisering

1.6.8.1 *Generelt*

Typesertifisering av DHC-8-400 er basert på kravspesifikasjoner fra 1995. Flytypen ble sertifisert i august 1999 i henhold til ”Transport Canada Airworthiness Manual (AWM) Chapter 525, Change 525-6”. Typesertifisering i henhold til JAA ble gitt i november samme år basert på JAR 25 og JAR E. Norsk typesertifikat ble utstedt 14. desember 1999.

Motoren ble typesertifisert av Transport Canada i juni 1998 i henhold til ”Transport Canada Airworthiness Manual (AWM) Chapter 533, Change 533-4”. Motoren ble også typesertifisert av FAA i november 1998 i henhold til FAR 33.

1.6.8.2 *Sertifiseringskrav til brannvarslingssystemet.*

Kravene til systemet for brannvarsling er blant annet beskrevet i FAR 25 under ”Subpart E – Powerplant” i underkapitlet ”Powerplant Fire Protection”. Kravene inkluderer revisjon (amendment) 25 – 26 og er siste gang endret 24. mars 1971.

“25.1201 Fire extinguisher system materials

(b) Each system component in an engine compartment must be fireproof.

25.1203 Fire detector system

(b) Each fire detector system must be constructed and installed so that –

(1) It will withstand the vibration, inertia, and other loads to which it may be subject in operation;

⁴ En forbedret utgave av første trinn kompressor var ferdig i november 2004 i forbindelse med SB35139.

(e) Wiring and other components of each fire or overheat detector system in a fire zone must be at least fire-resistant.”

1.6.8.3 *Sertifiseringskrav til brannslukkingssystemet*

Kravene til systemene for brannslukking er blant annet beskrevet i FAR 25 under ”Subpart E – Powerplant” i underkapitlet ”Powerplant Fire Protection”. Kravene inkluderer revisjon (amendment) 25 – 46 og er siste gang endret 30. oktober 1978.

”§25.1195 Fire extinguishing systems

(b) The fire extinguishing system, the quantity of the extinguishing agent, the rate of discharge, and the discharge distribution must be adequate to extinguish fires. It must be shown by either actual or simulated flight tests that under critical airflow conditions in flight the discharge of the extinguishing agent in each designated fire zone specified in paragraph (a) of this section will provide an agent concentration capable of extinguishing fires in that zone and of minimizing the probability of reignition. An individual “one shot” system may be used for auxillary power units, fuel burning heaters, and other combustion equipment. For each other designated fire zone, two discharges must be provided each of which produces adequate agent concentration.”

I følge opplysninger gitt fra Bombardier har brannslukningssystemet blitt testet i henhold til gjeldende krav beskrevet i Bombardiens sertifiseringsrapport AEROC 84.5.PE.1 seksjon 4.1. Kravet er at brannslukningsmiddelet skal ha en konsentrasjon på minimum 6% (volum) over en periode på 0,5 sekunder. Testen ble bestått under ”worst case” situasjon hvor blant annet brannslukkingsflaskene var nedkjølt til – 40 °C.

1.7 **Været**

1.7.1 TAF

ENTO 190500Z 190615 21012KT 9999 FEW 040 TEMPO 1015 27015G25KT

1.7.2 METAR (tiden oppgitt i Z)

ENTO 190550 21014G24KT 9999 FEW010 10/06 Q1000

1.7.3 Annen informasjon

1.7.3.1 Det var dagslys på hendelsestidspunktet.

1.7.3.2 Da flyet landet oppga tårnet vinden til 220° 16 kt.

1.8 **Navigasjonshjelpemidler**

Det er ikke rapportert om feil eller mangler ved navigasjonshjelpemidlene for Sandefjord lufthavn Torp på det tidspunkt som hendelsen fant sted.

1.9 Samband

Det var under hele flygingen opprettet toveis radiosamband mellom respektive enheter for lufttrafikkjenesten og besetningen på LN-WDA.

1.10 Flyplasser og hjelpemidler

Rullebanen er asfaltert og måler 2 939 x 45 meter. Tilgjengelig landingsdistanse (Landing Distance Available - LDA) for bane 18 er 2 530 meter. Rullebanen ligger 286 ft over havet. Begge banene er utstyrt med High Intensity Approach Light System (HIALS) og High Intensity Runway Edge Lights (HIRL). Begge banene er utstyrt med Precision Approach Path Indicator (PAPI) med en vinkel på 3°.

1.11 Flyregistratorer

1.11.1 Ferdskriver

1.11.1.1 LN-WDA var utstyrt med en ferdskriver (Flight Data Recorder – FDR) av typen Allied Signal 980-4700-027, med serienummer 6508. Data fra ferdskriveren ble hentet ut hos operatøren Widerøe. Ferdskriveren inneholdt data av god kvalitet.

1.11.1.2 Følgende registreringer bør nevnes:

- Høytrykksdelen på venstre motor fortsatte å rotere (NH) i 5 minutter og 33 sekunder etter at kompressorbladet løsnet. Den stoppet først 3 minutter og 54 sekunder før flyet berørte rullebanen på Torp. NH nådde 12,5% 2 minutter etter at bladet løsnet. Etter dette er motorens oljepumpe lite effektiv og lite eller ingen olje kommer ut av den.
- Propeller de-ice var OFF.
- Propellene hadde et turtall på 849 omdreininger per minutt da kompressorbladet løsnet.

1.11.2 Taleregistrator

LN-WDA var utstyrt med en taleregistrator (Cockpit Voice Recorder – CVR) av typen Allied Signal 980-6022-011, med serienummer 120-04575. Taleregistratoren ble avspilt hos den britiske havarikommisjonen (Air Accident Investigation Branch – AAIB) på Farnborough. Den inneholdt data av god kvalitet.

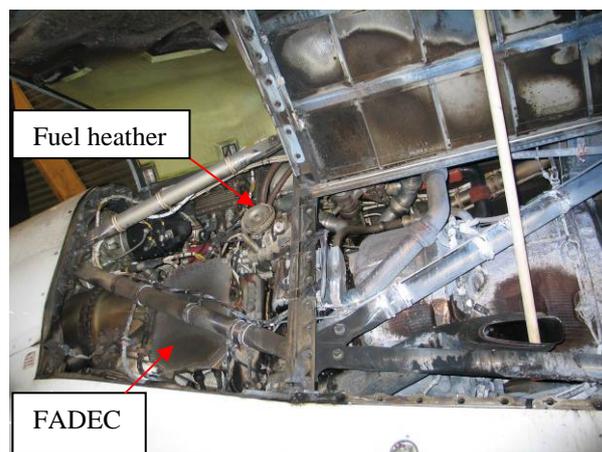
1.12 Beskrivelse av skader på motorinstallasjonene

1.12.1 Innledende undersøkelse av venstre motor

1.12.1.1 Da havarikommisjonen ankom hangaren til Widerøe var flyet avsperrert og kun fremre venstre sidedeksel på venstre motor var åpent (se figur 3). Begge motordekslene på venstre side av venstre motor var misfarget av varme på utsiden. Det var tydelig å se at temperaturen inne i motorrommet hadde vært høy. Særlig det bakre dekelet bar preg av å ha vært utsatt for høy temperatur. På høyre side av motoren var det kun et mindre felt med misfarging av den hvite lakken. Undersiden av motorinstallasjonen fra understellet og bakover var tilgriset av motorolje.



Figur 3: Venstre side av venstre motor.



Figur 4: Synlig varmeskade etter at det bakre venstre dekselet er åpnet.

- 1.12.1.2 Alle motordekslene ble åpnet. Støtten til bakre venstre deksel hadde delvis smeltet,⁵ og en stang måtte brukes for å holde dekselet åpent. På oversiden av luftinntakseksjonen (bunnen av motorrommet) lå det en rekke rester av oppbrente gummidelere fra festeklammer, små perler med smeltet metall og dataplater etc. Videre var oversiden dekket av sot, stedvis blandet med olje. Da luftinntakseksjonen skulle senkes ned i framkant ble det klart at hele motorinstallasjonen var skjev. Den venstre fremre festebolten måtte slås ut, og da bolten kom ut var hullene forskjøvet 6 mm. Da seksjonen ble senket i framkant ble en rekke metalleder fra motorens inntaksseksjon og kompressoren funnet i gjennomstrømningskanalen inne i luftinntaket.
- 1.12.1.3 Motoren og motorrommet generelt var dekket av sot. Ved første øyekast så det ut til at temperaturen hadde vært høyest i den nedre venstre delen av motorrommet fra FADEC og bakover til brannveggen, og på undersiden av turbinseksjonen. I dette området hadde noen mindre detaljer av aluminium smeltet. Området omkring reduksjonsgirboksen var lite påvirket av varme.

⁵ Bombardier har opplyst at dette tyder på at temperaturen har vært oppe i 500 – 620 °C

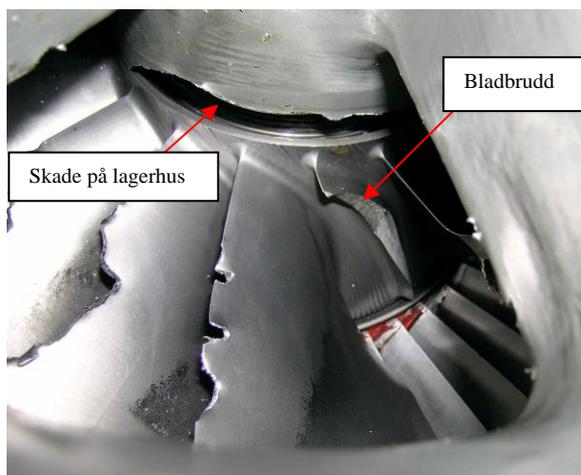


Figur 5: Venstre side av turbinseksjonen. Skummet ligger ennå synlig i bunnen av motorrommet. Pilen peker på det nedre venstre motorfestet som er bøyd opp.

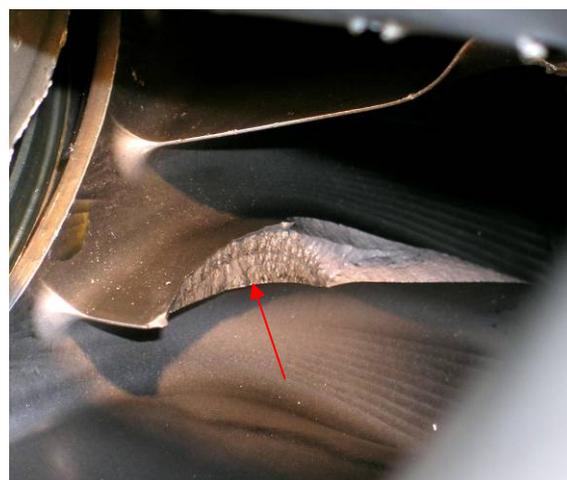


Figur 6: Undersiden av motoren sett bakover etter at luftinntakseksjonen var senket.

- 1.12.1.4 En inspeksjon inne i luftinntaket viste at det var store skader i bakkant av støttene til lager nr. 2 og 2.5 (front inlet casing struts). Detaljerte undersøkelser foretatt senere viste at sprekker i støttene gikk helt inn i de innvendige oljekanalene. Det var også store skader på lagerhuset til lager nr. 2.5. Første trinnet på lavtrykkskompressoren hadde store mekaniske skader. Ved nærmere øyesyn ble det oppdaget brudd i ett av kompressorbladene. Mønsteret i bruddflaten indikerte at bruddet var forårsaket av utmatting. Innvendig var luftinntaket generelt dekket av et tynt lag motorolje. Videre var det flere små hakk og bulker i de delene av luftinntaket som er laget av komposittmateriale.



Figur 7: Luftinntaket med synlige skader.



Figur 8: Brudd i kompressorblad. Linjene i utmattingsbruddet er godt synlige.

- 1.12.1.5 I cockpit ble alle brytere og hendler funnet slik som de kan forventes når relevante sjekklistene ble fulgt i forbindelse med nedstenging og sikring av venstre motor og en påfølgende landing og nødevakuering. Eneste uvanlige observasjon var at automatsikringene for luftinntakets anti-ising (INTK LIP HTR ENG 1) og indikasjonen for tett oljefilter (ENG 1 OIL CLG) hadde løst ut.
- 1.12.1.6 Da det ble satt strøm på flyet indikerte brannvarslingssystemet at det fortsatt var brann i venstre motor. Ved testing av systemet kom ikke "FAULT A" eller "FAULT B" lyset på til tross for at videre feilsøking avdekket at feilen måtte ligge i brannvarslingssensorene. To av sensorene ble sendt til produsenten for nærmere undersøkelser (se punkt 1.16.2).
- 1.12.1.7 Det ble besluttet å avmontere motoren og sende denne til produsenten Pratt & Whitney i Montreal, Canada (se punkt 1.16.1). Dette arbeidet innebar at alle deksler og propellen ble tatt av. Deretter ble selve motoren heist ut av motorinstallasjonen. I forbindelse med dette arbeidet ble det tappet 4 liter motorolje fra motoren og oljekjøleren. Under senere demontering av motoren ble ytterligere 5 liter olje tappet av. Det ble funnet store mengder metallspån i oljefilteret for reduksjonsgiret (RGB scavenge filter).
- 1.12.1.8 En representant fra flyprodusenten Bombardier inspiserte motoren og motorinstallasjonen før den ble sendt til Canada. Følgende ble bemerket:
- Alle skillevegger mellom ulike brannsoner var intakte.
 - Gummien i vibrasjonsdemperen i bakre venstre motorfeste var sterkt skadet av varme og det rustfrie stålet i selve festet hadde blå soner grunnet varmepåvirkning.
 - Gummipolstringen i flere lednings- og slangefester hadde brent bort.
 - Rørstaget som utgjør det nedre venstre motorfestet var bøyd opp på midten ca. 7-8 mm (se figur 5).
 - Det var spor etter sot og olje i eksosejektoren (bell mouth).
 - Flere små metallpartikler ble funnet i eksosrøret.
 - Få tegn til varme i den øvre delen av motorinstallasjonen.
 - Det var ingen tegn til brann inne i motorens blødeluft-rør.
 - Det ble funnet noen få dråper olje i motorens P_{2.2} ventil/rør.

1.12.2 Skader på høyre motor

Data fra FDR viste at høyre motor hadde overskredet "Engine Limitations". Motoren ble følgelig avmontert og sendt til fabrikken for nærmere undersøkelser. Det ble ved denne undersøkelsen ikke funnet skader som kunne knyttes til overskridelsene. Derimot ble det funnet skader på høytrykksturbinen grunnet karbonerosjon tilsvarende det som ble funnet på venstre motor (se figur 17 og 18). Skadene hadde ingen direkte tilknytning til hendelsen 19. mai (se punkt 2.7.2.2).

1.13 Medisinske og patologiske forhold

Det ble ikke tatt blodprøver av besetningen. Det var heller ikke mistanke om at besetningen var påvirket av alkohol eller andre medikamenter.

1.14 Brann

1.14.1 Innledning

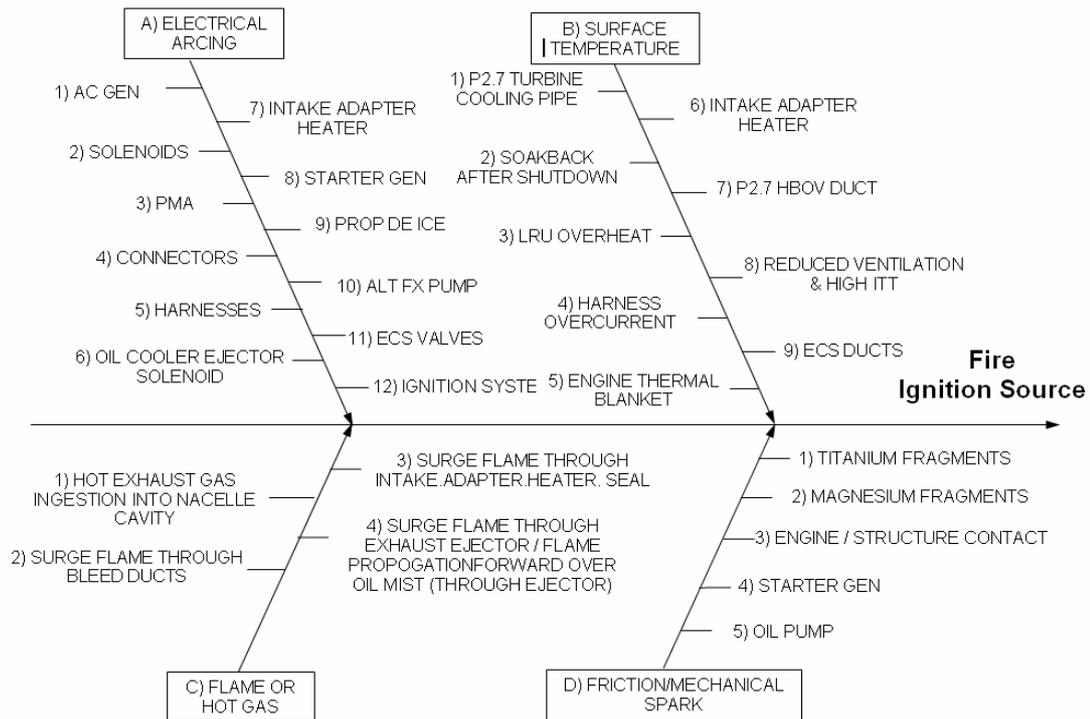
1.14.1.1 Det oppstod brann i venstre motor. Brannen var avgrenset til motorrommet (Primary Engine Zone) og spredte seg ikke videre til andre brannsoner. Det var vesentlig motorolje som brant. I forbindelse med undersøkelsesarbeidet ble til sammen tappet 9 liter motorolje fra motoren. Det forsvant følgelig 15 liter motorolje i forbindelse hendelsen. Noe av denne oljen sølte til motorinstallasjonen uten å brenne opp. SHT mener derfor at det var vesentlig mindre enn 15 liter som brant opp.

1.14.1.2 I løpet av undersøkelsen ble det kjent at sensoren i brannvarslingssystemet hadde vært utsatt for ekstremt høy temperatur over et stort område. På bakgrunn av denne informasjonen forsøkte Bombardier å anslå hvor høye temperaturer det var tale om. I en e-mail mottatt 13. februar 2006 skriver Bombardier følgende:

”Based on evidence of partially melted aluminum maintenance strut in the nacelle, a conclusion can be reached that the localized fire reached a temperature of at least 935 to 1 159 degrees F. Additionally, the inspection performed by Kidde on the affected fire loop indicated that approximately 5.6 meters of the 8 meter long fire loop would have been exposed to temperatures on the order of 1 000 degrees F.”

1.14.2 Antenningskilde

1.14.2.1 Undersøkelsene av venstre motor ble også gjennomført med tanke på å finne antenningskilden til motorbrannen. Skader på elektriske ledninger og utstyr, sotmønster, mekaniske skader etc. ble registrert og vurdert. Senere satte Bombardier og Pratt & Whitney Canada ned en arbeidsgruppe som vurderte de forskjellige antenningskildene. Følgende ”fishbone diagram” ble benyttet i arbeidet:

PW150A Engine FA0019 LPC R1 Blade Release & Fire

1.14.2.2 En rekke forsøk og beregninger ble utført. Hver mulig antennelseskilde ble så kategorisert som: Non, Very Low, Low, Medium and High. Fra gruppens konklusjon siteres:

”The team concluded that the most likely ignition source was the surge flame from the engine exhaust nozzle associated with the blade-off event / sudden engine stoppage. The actual mechanism of ignition would either be: (i) exhaust nozzle choking and surge flames passing through the exhaust ejector into the nacelle, igniting the oil spray from the cracked fuel to oil heat exchanger, or (ii) oil spray from the cracked fuel to oil heat exchanger being pumped out through the exhaust ejector where it ignited by the surge flame and the flame subsequently propagated forward into the nacelle through the ejector, over the oil mist. The second potential ignition source, substantially less likely, was identified as surge flames through the P2.2 handling bleed duct.”

1.14.3 Effektiviteten til motorens brannslukkingssystem

SHT reiste spørsmål til Bombardier om brannslukkingssystemets effektivitet. I en e-mail mottatt 13. februar 2006 skriver produsenten følgende:

”Bombardier has reviewed available data from the Wideroe event as well as the subsequent SAS event. The third event of LPC1 blade fracture did not result in a fire and neither EMU or FDR data was retrieved in time by the operator. Additionally, a review of nacelle ventilation and cooling certification data was completed to support the investigation. In summary, Bombardier is satisfied with the performance of the nacelle ventilation and fire suppression system. In particular, the data suggest that the fire initiated immediately following the engine blade release. In less than 20 seconds following the blade release the oil cooler ejector solenoid electrical harness was sufficiently burned through to trip

its corresponding circuit breaker. The fire indication illuminated approximately 9 seconds following the blade release, and the crew discharged the first bottle approximately 26 seconds following the blade release.

Due to the deformation of the fire detector switch diaphragm resulting in permanent indication, the exact time at which the fire was extinguished cannot be identified. However, visual examination of the nacelle after the event revealed oil film and coked (uncombusted) oil covering most side and lower areas of the engine and nacelle. This indicates that the fire was extinguished before the source of flammable fluid (oil) was depleted.”

1.14.4 Brann- og redningstjenesten

- 1.14.4.1 Brann- og redningstjenesten ved lufthavnen ble varslet av tårnet kl. 0741 om at WIF404 returnerte med motorproblemer og at det muligens var brann. Senere ble brann- og redningstjenesten oppdatert med hensyn til antall personer om bord, landingstidspunkt, hvilken motor som var i brann og hvilken bane som ville bli benyttet. Videre ble det opplyst at besetningen planla å evakuere passasjerene på høyre side.
- 1.14.4.2 Brann- og redningstjenesten rykket ut med tre biler og seks personer. Bilene tok oppstilling ved avkjøring W3 og røykdykkerne gjorde seg klar. Straks flyet kom til ro, litt før avkjøring W4, ble skum sprøytet inn i luftinntaket og ”engine intake bypass door” på venstre motor. Samtidig ble passasjerene evakuert på høyre side. Etter 6 – 10 minutter ble de fremre motordekslene åpnet og det ble mulig å skumlegge selve motorrommet. Ingen så på noe tidspunkt flammer, men da det kom vann inn i motorrommet fordampet det øyeblikkelig. Da en tekniker fra Widerøe ankom og åpnet det bakre motordekslet på venstre side, ble det også mulig å komme til turbinområdet med slukkemidler. Det ble til sammen benyttet 7 000 l væske under slukkingen. Av dette var ca. 250 l skum av typen Rosenbauer Lightwater type Sthamex A FFF.
- 1.14.4.3 På grunn av sammenblanding mellom gammel og ny varslingsplan ble ambulanser og brannvesen i Sandefjord ikke varslet i tide. Dette hadde ingen konsekvenser for arbeidet med slukking og evakuering.

1.15 **Overlevelsesaspekter**

- 1.15.1 Luften i kabinen ble ikke påvirket av motorbrannen fordi stengeventilen for kabinluft stengte som forutsatt. Passasjerene og besetningen ble ikke utsatt for unormale fysiske påvirkninger under flygingen og den påfølgende landingen.
- 1.15.2 DHC-8-402 er ikke utstyrt med sklier (slides) ved dørene. Avstanden fra dørene og ned til bakken er 1,55 meter ved den bakre døren og 1,24 meter ved den fremre. Under evakuering må passasjerene følgelig hoppe ned på bakken. Alle passasjerene hadde i følge Widerøe god fysikk og ingen fikk fysiske skader under evakueringen.

1.16 **Spesielle undersøkelser**

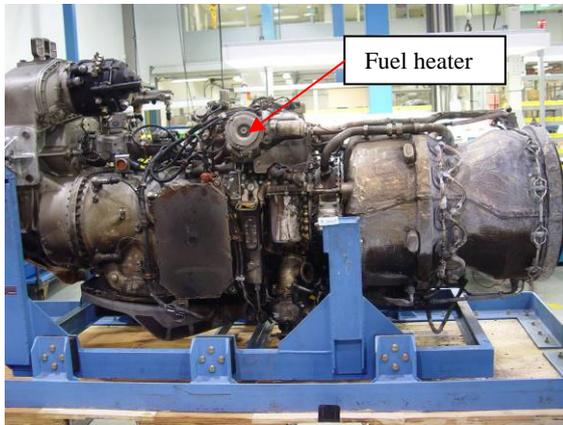
1.16.1 Venstre motor

1.16.1.1 *Innledning*

Venstre motor med serienummer FA0019 ble sendt til Pratt & Whitney Canada etter at den var tatt ut av motorinstallasjonen. Motoren ble undersøkt i ”Service Centre plant 5” i

Montreal. Arbeidet ble ledet av havarikommisjonen i samarbeid med Pratt & Whitney Canada. For øvrig deltok representanter fra den canadiske havarikommisjonen (Transport Safety Board, Canada), den canadiske tilsynsmyndigheten (Transport Canada), flyprodusenten (Bombardier Aerospace), operatøren (Widerøe) i arbeidet. Arbeidet ble påbegynt 1. juni 2004.

1.16.1.2 Generell undersøkelse av venstre motor



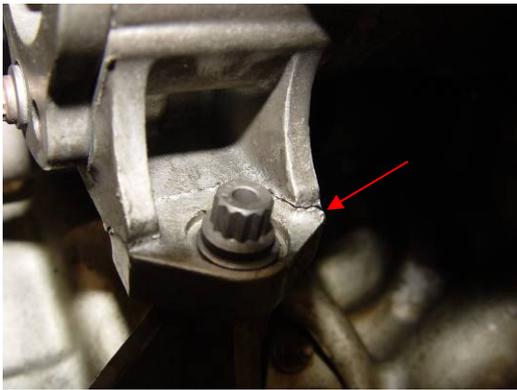
Figur 9: Venstre side av motoren før undersøkelsen i Montreal ble påbegynt.



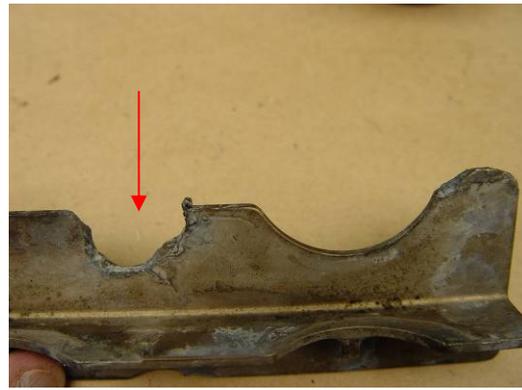
Figur 10: Høyre side av motoren før undersøkelsen i Montreal ble påbegynt.

Kortfattet kan funnene fra undersøkelsen listes som følger:

- Motoren hadde brannskader, spor etter høy temperatur og sot på en rekke steder. Særlig var skadene store på venstre side omkring "fuel manifold" og undersiden av "gas generator case". Store områder på motoren var dekket av et hvitt pulver.
- En brakett som holder fast to overføringsrør for olje mellom kompressorseksjonen og oljepumpen hadde brukket slik at den løsnet fra begge festeboltene. De to overføringsrørene hadde krøpet 1,5 cm ut av oljepumpen og det var oljedråper i området. Braketten som er av aluminium hadde flere plastiske deformasjoner (se figur 12). I samme område sitter et dobbelt festeklammer til "ignition cables". Dette var helt utbrent.
- Slagloddingen (messing/zink) i ledningskoblingen til venstre "ignitor" (tennplugg) hadde smeltet og rent ut.
- P2.2 bleed valve og P2.7 bleed valve (luft blødeventil) var delvis våte av olje innvendig. Det var ikke spor etter brann inne i ventilene.
- Det ble tatt prøver for kjemisk analyse av sort belegg fra flere steder på motoren. De fleste resultatene viste spor fra motorolje. Ingen av prøvene inneholdt spor etter drivstoff.

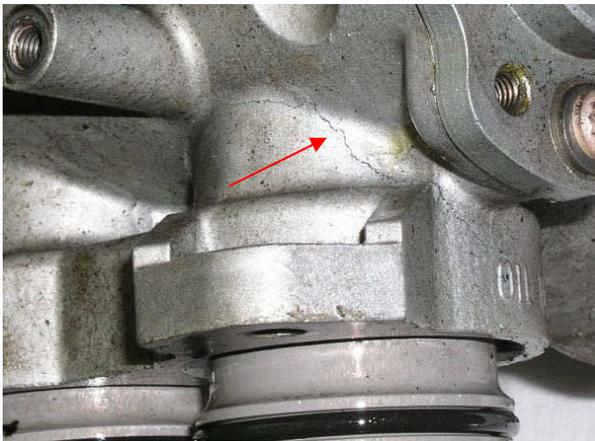


Figur 11: Brudd i nedre fremre feste til "fuel heater".

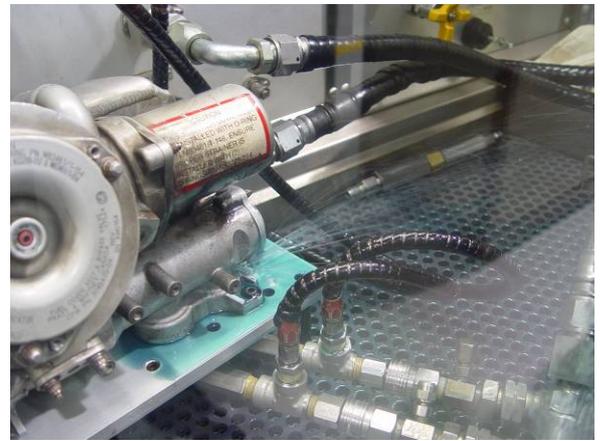


Figur 12: Festebrakket som holder overføringsrør for olje. Pilen peker på et festepunkt som er brukket av.

- Fremre, nedre feste til motorens "fuel heater" var knekt (se figur 11). De andre festeboltene ble funnet løse. Etter at "fuel heater" var skrudd av ble det funnet en gjennomgående sprekk ved utløpsporten for olje (se figur 13). En mindre utvendig sprekk ble også funnet i en forsterkning i tilknytning til en av de andre festene. Ved testing i benk ved et oljetrykk på 100 psi lakk 5,7 kg olje i minuttet gjennom sprekkene. Oljen sprutet ut gjennom store deler av sprekkene og laget en fint fordelt oljespray (se figur 14).



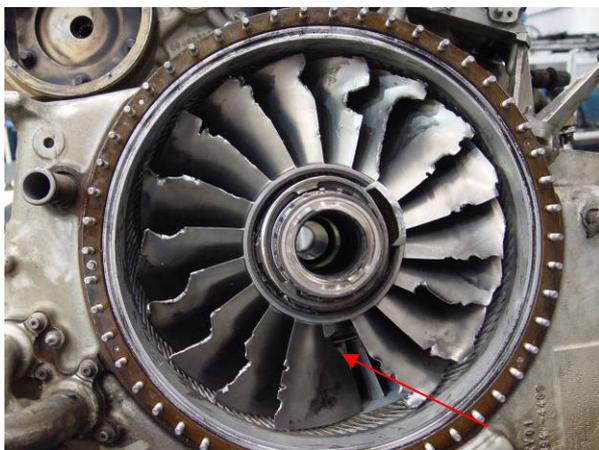
Figur 13: Gjennomgående sprekk i "fuel heater".



Figur 14: "Fuel heater" i testbenk.

- Turtallsgiveren for lavtrykkskompressoren (NL probe) var skadet i tippet etter kontakt med den roterende tannkransen.
- Flensen på "exhaust nozzle adapter" hadde flere sprekker rundt bolthullene, særlig i klokkeposisjon 3 og 9.
- Demontering av kraftturbinen viste ingen spor til unormal varmeskade. Ingen spor til skade på temperaturfølerne (T6). Det ble funnet noe olje i bunnen av turbinhuset (turbine support case).

- Kraftoverføringsakselen (PT-shaft) hadde flere merker etter kontakt mellom roterende deler. Særlig var skadene store i framkant av lager nr. 2.
- For å komme til første kompressortrinn ble "front inlet case" skrudd av. Dette viste at det var skade i bakkant på alle "front inlet case struts". De største skadene hadde oppstått på støttene med klokkeposisjon 7 og 9 (sett bakfra). Lagerhuset til lager nr. 2.5 var skadet slik at returolje kanalen var blottlagt.
- Ett førstetrinns kompressorblad hadde brukket ca. 12 mm fra bladroten. Alle de andre bladene hadde i varierende grad skader (se figur 15).
- Lager nr. 2.5 hadde havarert (se figur 16). Rullene var i varierende grad klemt flate og gnidd inn i rammen som holder rullene på plass. I klokkeposisjon 3 var rullene helt flatklemte.



Figur 15: Rotoren i første trinns kompressor etter at "front inlet case" var skrudd av. Pilen peker mot bladroten til det manglende kompressorbladet.



Figur 16: Lager nr. 2.5. Pilen peker mot de helt flatklemte rullene.

- Andretrinns kompressorblader hadde til dels kraftig slitasje på bladtippene. Alle andretrinns statorblader var dratt ut av de indre festene. Et lignende skademønster kunne også finnes på kompressorens tredje trinn.
- Høytrykkskompressoren hadde skader etter kontakt med kompressorhuset.
- Lavtrykkskompressoren, høytrykkskompressoren, brennkammeret, høytrykksstatoren og høytrykksturbinen hadde alle skader etter å ha blitt truffet av partikler som har gått igjennom motoren. Skadene var avtagende på veg bakover i motoren. De samme områdene var også fuktet av motorolje.
- Høytrykksturbinen hadde betydelige skader forårsaket av karbonerosjon. Pratt & Whitney Canada opplyste at dette var forårsaket av karbonavleiringer i brennkammeret som løsnet og traff turbinbladene på veg bakover i motoren (se figur 17 og 18). Dette oppsto gradvis før den aktuelle hendelsen og hadde ikke noe å gjøre med bruddet i kompressorbladet.
- En rekke ledninger med varmeskade ble undersøkt nærmere med tanke på om ledninger eller tilhørende pluggen kunne ha vært en mulig antenningskilde. Det

ble påvist at all varmpåvirkning var ekstern, og at det ikke var spor etter intern elektrisk varmgang.



Figur 17: Karbonerosjon på høytrykksturbinens første trinn (venstre motor).



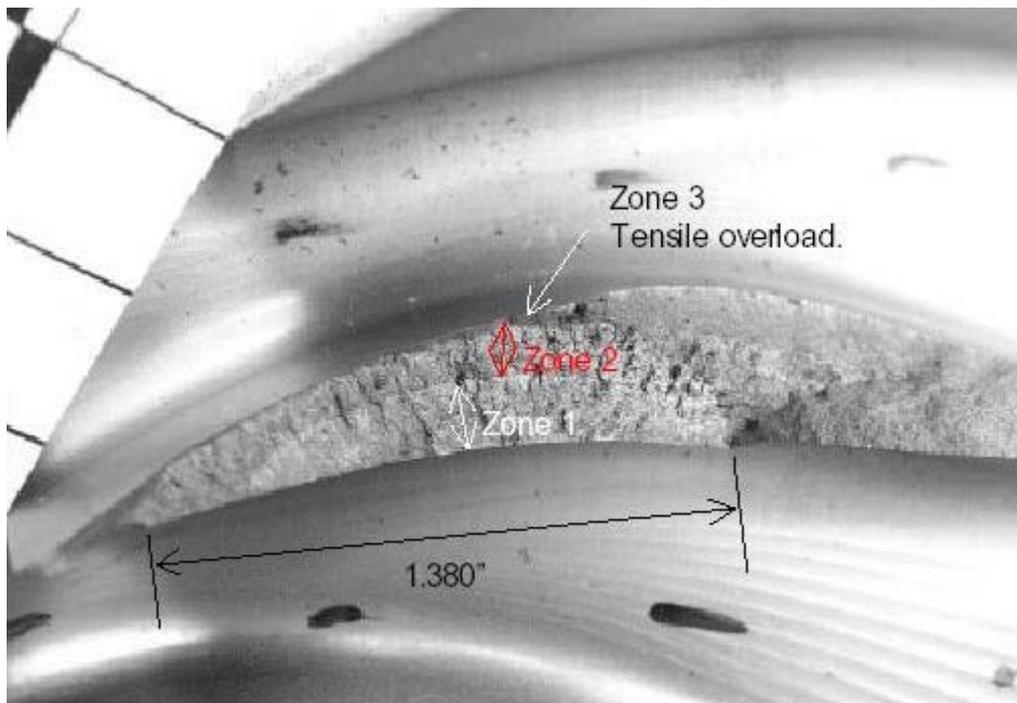
Figur 18: Nærbilde av skade på turbinblad.

1.16.1.3 Undersøkelse av første trinns kompressor-rotor

Etter demontering ble første trinns kompressor nærmere undersøkt ved metallurgisk laboratorium i Pratt & Whitney sin produksjonsavdeling ”Plant 1”. En visuell undersøkelse bekreftet at bruddet var initiert av en utmatningssprekk som hadde startet på den konkave siden av bladprofilen ca. 30 mm fra profilets framkant. Det var ingen synlige skader i området for sprekkstart.

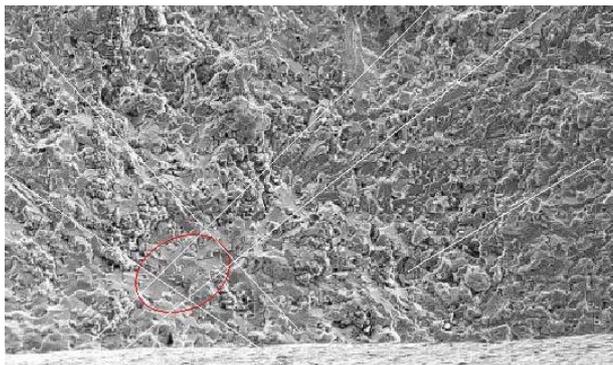
Etter fotodokumentasjon ble kompressorrotoren delt opp slik at det ble mulig å få delene inn i laboratoriets Scanning Electron Microscope (SEM).

Det ble da klart at bruddet hadde tre avgrensede soner (se figur 19).

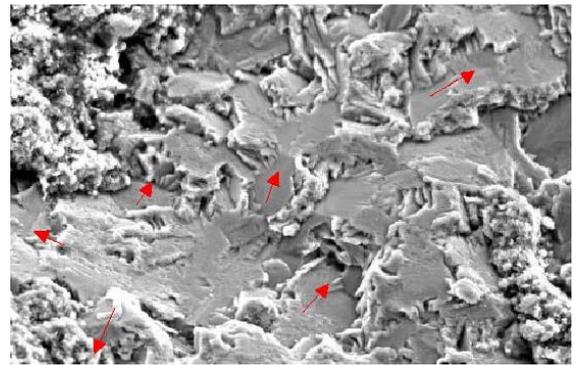


Figur 19: Bilde av de tre sonene. Forkanten av bladene til venstre. Sone 3 fortsetter ut av bildet til høyre.

Sone 1 (se figur 20 og 21): Krystallografisk natur. Det ble funnet "river lines" som utgår fra et punkt ca. 80 μm (0,003 inch) fra overflaten. Det var mulig å benytte disse "river lines" til å fastslå vekstretningen på utmatningssprekken. Nærmere undersøkelser av initieringsområdet viste "quasicleavage facets with no striations" (kløvningsbrudd). Sprekkeveksten i sone 1 ble betegnet som svært langsom. Analyse av et materiale som ble funnet i sone 1 viste at dette hovedsakelig var aluminium og oksygen (aluminiumsoksid). Materialet var avsatt på en måte som indikerte at det hadde kommet dit etter at sprekken oppstod.



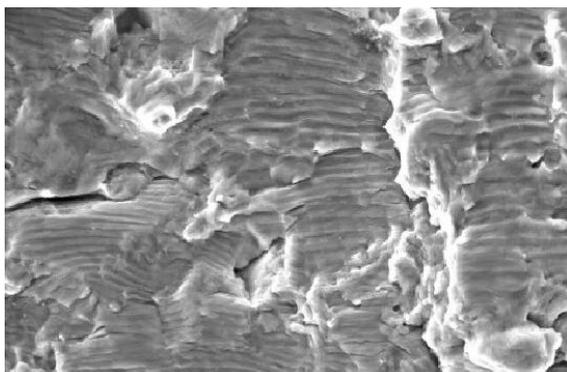
Figur 20: Sone 1. Initieringsområdet ligger innenfor sirkelen like under overflaten.



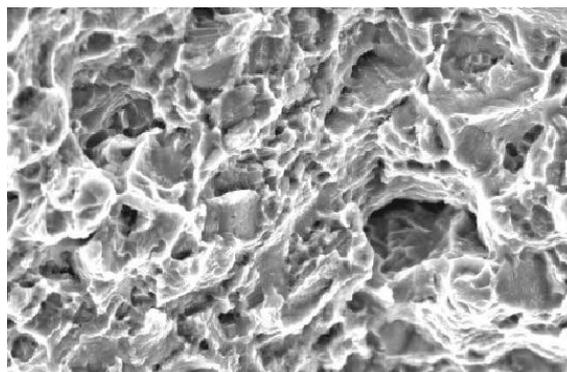
Figur 21: Sone 1. Nærbilde av området på 20. Pilene viser vekstretningen.

Sone 2 (se figur 22): Sonen har klare lastlinjer (striations). En telling viste at sonen har minst 1 400 linjer

Sone 3 (se figur 23): Sonen har klare dimpler som er typisk for overbelastningsbrudd (restbrudd).



Figur 22: Tydelige lastlinjer i sone 2.



Figur 23: Dimpler i sone 3.

Det ble preparert slip gjennom bladprofilet. Dette viste at mikrostrukturen og materialkomposisjonen var i henhold til foreskrevne spesifikasjoner.

1.16.1.4 Undersøkelse av "fuel heater"

Etter utmontering ble "fuel heater" nærmere undersøkt ved metallurgisk laboratorium i Pratt & Whitney sin produksjonsavdeling "Plant 1". Det ble der slått fast at alle bruddene hadde oppstått som en følge av overbelastning. Det ble imidlertid funnet noe korrosjon nær overflaten på bruddflaten til det fremre nedre feste.

1.16.1.5 Rapport utarbeidet av Pratt & Whitney Canada

På bakgrunn av undersøkelsen av motor med serienummer FA0019 i Montreal utarbeidet Pratt & Whitney Canada rapport nr. PW15-041. Fra konklusjonen siteres:

"The failure of the 1st LP compressor airfoil was due to fatigue. The fatigue initiation site was located .003 inch below the surface at the airfoil mid-cord length. An in depth Engineering analysis into the cause of this fatigue showed that it was most likely due to vibration excitation due to the geometry of the front inlet struts at the compressor entrance."

1.16.2 Undersøkelse av motorens brannvarslingssystem

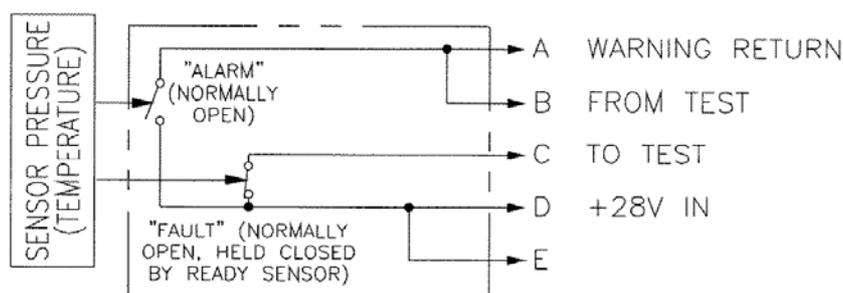
1.16.2.1 Systemet for brannvarsling i venstre motor fortsatte å varsle brann etter at motoren var kald. Feilsøking på flyet lokaliserte feilen til de to seriekoblede detektorene for overtemperatur/brann i motorrommet og vingeforkanten. De to sensorene ble utmontert og sendt til produsenten Kidde Aerospace i USA for nærmere undersøkelser. Arbeidet ble utført 12. august 2004, og en representant fra den amerikanske havarikommisjonen (National Transportation Safety Board – NTSB) var til stede.

Følgende "detector loops" ble undersøkt:

P/N 10-1096-01 S/N 01-5166 (155 cm lang)

P/N 10-1098 S/N 01-0147 (838 cm lang)

De to sensorene ble innledningsvis undersøkt ved å måle kontinuitet mellom pinnene A og C, og mellom C og D (se fig. 24).



Figur 24: Elektrisk diagram over sensor.

Resultatet ble som følger:

	Mellom pinne A og C	Mellom pinne C og D
P/N 10-1096-01	BRUDD	KONTAKT
P/N 10-1098	KONTAKT	KONTAKT

1.16.2.2 Av resultatet framgår at P/N 10-1096-01 har normale verdier og P/N 10-1098 har en feil verdi. P/N 10-1098 ble derfor undersøkt videre for å kartlegge åpnings og stengefunksjonen for alarmbryteren (mellom pinne A og C). Det lyktes først å åpne kontakten mellom pinne A og C etter at sensoren ble senket i flytende nitrogen (- 196 °C). Alarmbryteren lukket igjen ved 77 °C. I følge fabrikantens dokumentasjon lukket bryteren ved 263 °C da sensoren ble kontrollert før levering.

1.16.2.3 Enden på sensoren (røret) ble deretter kappet av og trykk tilført for å teste bryterfunksjonene. Resultatet ble som følger (Trykk oppgitt i psi. Resultatet fra leveringskontrollen angitt i parentes):

	Mellom pinne C og D	Mellom pinne A og D	Mellom pinne A og C
BRUDD	22 (21)	31 (75)	35
KONTAKT	18	60 (77)	57

1.16.2.4 Det var klart at bryteren som aktiverer alarmfunksjonen hadde forandret følsomhet. Trykkbryteren ble åpnet opp slik at brytersiden av membranen (se figur 2) ble tilgjengelig. Det viste seg at membranen var intakt, men den hadde en asymmetrisk bulk som hadde oppstått en gang etter produksjonen. Membranen hadde følgelig ikke den samme krummingen som en ny membran skal ha.

1.16.2.5 Kidde Aerospace mente at deformasjonen av membranen hadde oppstått som følge av svært høyt trykk i sensorrøret. Dette skyldtes at sensoren hadde vært utsatt for ekstremt høy temperatur over et stort område. Et slikt trykk kunne eksempelvis oppstå hvis 5,6 m

av sensorrøret ble utsatt for 538 °C. Produsenten hadde ikke tidligere opplevd deformasjon av membranen grunnet høy temperatur. Det var ingen ting som tydet på at membranen hadde produksjonsfeil. Produsenten var av den oppfatning at situasjonen var så ekstrem at forbedringer vanskelig kunne gjennomføres uten å innføre helt ny sensorteknologi.

1.17 Organisasjoner og ledelse

1.17.1 Widerøes Flyveselskap

Widerøes Flyveselskap ASA ble stiftet i 1934. Selskapet er i dag heleiet av SAS Group. Widerøes Flyveselskap hadde på hendelsestidspunktet ca. 1 200 ansatte og opererte 29 fly av typen DHC-8-103/311/402.

Selskapet har lisens for lufttransport av passasjerer, post og frakt og Air Operator Certificate (AOC) basert på BSL JAR-OPS 1.

1.17.2 Teknisk vedlikehold

1.17.2.1 Vedlikeholdsprogrammet beskrives slik i selskapets "Continuing Airworthiness Management Exposition" punkt 1.10.1 "Reliability Programs":

"Widerøe's Aircraft Maintenance Programme is based upon the MSG-3 logic, Maintenance Review Board Report process and all the associated programs for the continuous surveillance of the reliability are considered as a part of the Aircraft Maintenance Programme.

Internal Maintenance Review Board analyses the reliability data once a quarter."

Det er videre beskrevet at Engine Contition Trend Monitoring (ECTM) inngår i selskapets "Reliability Programmes" og at:

"Engines are controlled by ECTM programme."

1.17.2.2 Av selskapets interne undersøkelsesrapport framkommer det at ECTM ikke hadde blitt utført på PW150A motorene i selskapet i perioden fra 15. november 2003 og fram til hendelsestidspunktet. Dette hadde i følge rapporten sammenheng med at arbeidsoppgaven med ECTM ble overført til nytt personell uten at nødvendig opplæring ble gitt. Videre var det problemer med Ground Based Software (GBS). Det ble på et senere tidspunkt besluttet at motoroppfølgingen skulle tas hånd om av Pratt & Whitney Canada, men at dette hadde ikke kommet i gang da hendelsen skjedde.

1.17.2.3 PW150A motorene har et system med feilkoder (Time Limited Dispatch – TLD) som gir varsler etter alvorlighetsgrad. Systemet er en integrert del av FADEC systemet. Det overvåker bare de feil som kan påvirke sikker elektroniske styring av motorkraften. Feil gir poeng som i sum avgjør om flyging må opphøre (No Dispatch), eller hvor lenge flyging kan fortsette før vedlikehold må utføres. Feilkodene avleses for hver Line Check og beregninger for TLD gjøres hver gang. Involvert personell ved teknisk avdeling har overfor SHT gitt uttrykk for at systemet med TLD ivaretar nødvendig sikkerhetsovervåking av motorene. De mente derfor at perioden med ECTM-problemer følgelig ikke hadde umiddelbare konsekvenser for vedlikeholdet.

1.17.2.4 Selskapets Maintenance Review Board har som målsetting:

”Avdekke Styrke og Svakhet i Vedlikeholdssystemet, Iverksette Tiltak som Ivaretar Selskapets Målsetting for Flysikkerhet og Økonomi”

Det ble avholdt to møter i Maintenance Review Board i den perioden hvor ECTM ikke ble gjennomført, henholdsvis 2. desember 2003 og 1. april 2004. Til møtene i Maintenance Review Board ble teknisk direktør, direktør for kvalitetssikring, operativ direktør foruten en rekke andre sentrale personer fra teknisk og operativ avdeling i selskapet innkalt. Eksternt ble selskapets tekniske og operative inspektører fra Luftfartstilsynet invitert. Av møtereferatene kommer det fram at en stor del av selskapets innkalte personer møtte på begge møtene. Ingen personer fra Luftfartstilsynet møtte på møtet 2. desember og bare teknisk inspektør møtte på møtet 1. april.

Ut i fra tilsendt dokumentasjon kan SHT ikke se at mangler vedrørende ECTM har vært tema under møtene.

1.18 Andre opplysninger

1.18.1 Lignende hendelse

1.18.1.1 9. juli 2004 opplevde besetningen på en DHC-8-402 tilhørende SAS Commuter et tilsvarende bladbrudd. Under flyging i FL 240 underveis fra Zürich (LSZH) til Stockholm Arlanda (ESSA) hørte de et smell, merket at flyet dreide til høyre og så at høyre motor ble stengt ned automatisk. Kort tid etter kom brannvarslingen på for høyre motor, og besetningen gjennomførte Abnormal og Emergency sjekklister. Brannvarslingen opphørte etter kort tid. Besetningen sendte nødmelding og gikk direkte til Hamburg (EDDH) og landet der uten ytterligere komplikasjoner.

1.18.1.2 Det viste seg at høyre motor hadde brudd i ett kompressorblad i første trinns kompressor (se figur 25). Følgelig ble det besluttet å avmontere motoren og sende den til motorprodusenten Pratt & Whitney i Montreal, Canada. Motoren med serienummer FA0016 ble undersøkt i ”Service Centre plant 5” i Montreal. Foruten Pratt & Whitney Canada var representanter fra den canadiske havarikommisjonen (Transport Safety Board - TSB) og flyprodusenten (Bombardier Aerospace) tilstede ved undersøkelsen. Motoren hadde totalt akkumulert 5 656 flytimer og 5 629 ”cycles”.

1.18.1.3 På bakgrunn av undersøkelsen utarbeidet Pratt & Whitney Canada rapport nr. PW15-042. Innholdet i rapporten kan kortfattet listes som følger:

- Motoren hadde spor etter varmeskade på silikongummien som går utenpå rørene til brennstoff-innsprøytningssystemet (fuel nozzle manifolds). Analyser og forsøk med å varme opp silikongummien viste at varmeskadene funnet på motoren hadde kommet fra åpen flamme.
- Tennpluggene og tilhørende høyspentledninger ble undersøkt nærmere med tanke på om de kunne ha vært en mulig antenningskilde. Det ble ikke påvist feil eller unormale verdier.
- P2.2 bleed valve (luft blødeventil) var delvis våt av olje innvendig. Det var ikke spor etter brann inne i ventilen.

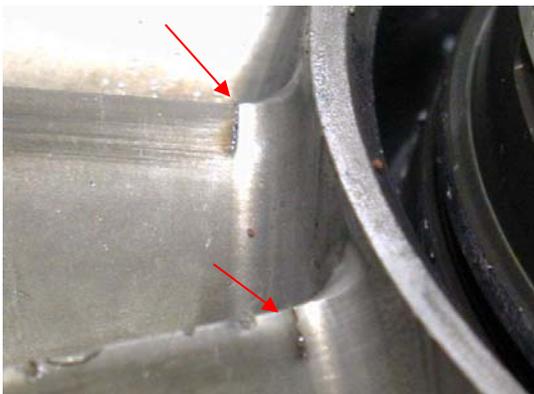


Figur 25: Brudd i kompressorblad. Motor S/N FA0016.

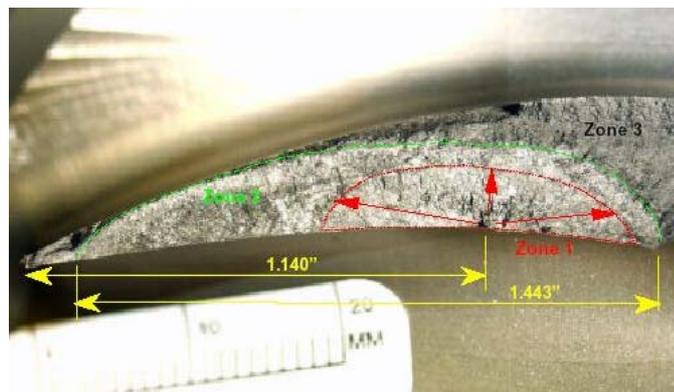


Figur 26: Lekkasje fra "fuel heater" ved lavt trykk. Motor S/N FA0016.

- Det ble tatt prøver for kjemisk analyse av sort belegg fra flere steder på motoren. De fleste resultatene viste spor fra motorolje. Ingen av prøvene inneholdt spor etter drivstoff.
- Fremre nedre feste til motorens "fuel heater" var knekt. De tre andre festeboltene ble funnet løse. En lang sprekk ble funnet i selve huset til "fuel heater" og undersiden av enheten var våt av olje. Ved trykktesting i benk ble det funnet at "fuel heater" ikke hadde lekket drivstoff. Sprekken førte imidlertid til en oljelekkasje på 8,03 kilo per minutt ved et oljetrykk på 20,6 psi (se figur 26). En nærmere undersøkelse av sprekken viste at den hadde oppstått som en følge av overbelastning.
- Turtallsgiveren for lavtrykksdelen av motoren (NL probe) var skadet i tippen etter kontakt med den roterende tannkransen.
- Kraftoverføringsakselen (PT-shaft) hadde flere merker etter kontakt mellom roterende deler. Særlig var skadene store i framkant av lager nr. 2.
- For å komme til første kompressortrinn ble "front inlet case" skrudd av. Dette viste at det var skade i bakkant på alle "front inlet case struts". De største skadene hadde oppstått på støttene med klokkeposisjon 7 og 9 (sett bakfra). Lagerhuset til lager nr. 2.5 var skadet slik at returolje kanalen var blottlagt.
- Ett førstetrinns kompressorblad hadde brukket ca. 130 mm fra bladroten. Den løse delen hadde kilt seg fast mellom kompressorbladene og kompressorhuset. Alle de andre bladene hadde varierende skader. En nærmere undersøkelse av bruddflaten avdekket at bruddet var forårsaket av utmatting svært lik den som ble funnet på motor nr. FA0019 (se figur 19 og 28). Det ble også påvist sprekker i framkant på to andre førstetrinns kompressorblader (se figur 27).



Figur 27: Sprekker i framkant på to førstetrinns kompressorblader. Motor S/N FA0016.



Figur 28: Det er mange fellestrekk i bruddflaten til kompressorbladet fra motor S/N FA0016 og bruddflaten fra motor S/N FA0019 (se fig. 19).

- Lager nr. 2.5 hadde havarert. Rullene var i varierende grad klemt flate og gnidd inn i rammen som holder rullene på plass. I klokkeposisjon 3 var rullene helt flatklemt.
- Andretrinns kompressorblader hadde til dels kraftig slitasje på bladtippene. Alle andretrinns statorblader var dratt ut av de indre festene. Et lignende skademønster kunne også finnes på kompressorens tredje trinn.
- Rotoren i høytrykkskompressoren hadde skader etter kontakt med kompressorhuset.
- Lavtrykkskompressoren, høytrykkskompressoren, høytrykksstatoren, brennkammeret og høytrykksturbinen hadde alle skader etter å ha blitt truffet av forurensninger som har gått igjennom motoren. Skadene var avtagende på veg bakover i motoren. De samme områdene var også fuktet av motorolje.

1.18.1.4 Rapporten fra Pratt & Whitney Canada inneholdt følgende konklusjoner:

- Et førstetrinns kompressorblad løsnet grunnet en utmatningssprekk.
- Bruddet skyldtes mest sannsynlig vibrasjoner utløst av utformingen av "front inlet casing struts".
- Sprekkene i "fuel heater" var et resultat av overbelastninger som oppstod som en følge av ubalansen i kompressoren da kompressorbladet løsnet.
- Det var ingen tegn til at en innvendig brann hadde forårsaket en utvendig brann i motorrommet.
- Det var ingen tegn til drivstofflekkasje i motorrommet. Brannen i motorrommet har mest sannsynlig vært en oljebrann.
- Det har ikke vært mulig å fastslå antennesårsaken til brannen i motorrommet (som beskrevet i punkt 1.14.2 ble en årsak sannsynliggjort på et senere tidspunkt).

1.18.2 Tiltak iverksatt etter hendelsen

1.18.2.1 *Første trinns kompressor*

Som en følge av den aktuelle hendelsen utga Pratt & Whitney Canada flere Service Bulletiner:

- SB 35132 (kategori 3) ble utgitt 11. juni 2004. Den anbefalte en Fluorescent Penetrant Inspection av den konkave siden (baksiden) av bladrøttene på lavtrykkskompressorens første trinn. Den anbefalte fristen for å gjøre inspeksjonen første gang varierte avhengig av gangtiden på flyets motorer. De påfølgende inspeksjonene var så anbefalt utført hver 200 flytime. Første revisjon av service Bulletin (SB A35132R1) ble utgitt 18. juni 2004. Foruten flere mindre endringer ble også antall "cycles" (Total Cycles Since New – TCSN) på motorene tillagt vekt. Ved eventuelle funn skulle Pratt & Whitney Canada kontaktes. Inspeksjonen ble godkjent utført hos Widerøe ved hjelp av Eddy Current, som er en mer nøyaktig og omfattende inspeksjonsmetode enn den beskrevne.
- SB 35139R1 (kategori 4⁶) ble utgitt 2. november 2004. Revisjon nr. 1 ble utgitt 11. januar 2005. Den anbefaler at lavtrykkskompressorens første trinn byttes ut med en ny type. Widerøe har i mai 2007 byttet alle sine lavtrykkskompressorer med denne nye typen.
- SB 35141R2 (kategori 3) ble utgitt 2. november 2004. Revisjon nr. 2 ble utgitt 2. april 2005. Det viste seg at også den nye typen første trinn hadde lignende problemer med sprekkdannelser som den opprinnelige typen. SB 35141 beskriver en Eddy Current Inspection av den konvekse siden (framsiden) av bladrøttene på lavtrykkskompressorens første trinn. Den anbefaler at inspeksjonen gjøres ved oppnådde 500 flytimer eller 500 "cycles" (TCSN) avhengig av hva som kommer først, og at den gjentas med de samme intervallene.

Som følge av kravet til gjentagende inspeksjoner (SB 35141) av den forbedrede utgaven av første trinns lavtrykk kompressor utviklet Pratt & Whitney Canada et nytt førstetrinn av et nytt materiale med en modifisert bladprofil. Denne tredje utgaven ble satt i produksjon og gjort tilgjengelig for PW150A operatører i desember 2006 i forbindelse med SB 35191. Widerøe har i mai 2007 ikke utført denne modifikasjonen på sine fly.

1.18.2.2 *"Fuel heater"*

Som en følge av den aktuelle hendelsen utga Pratt & Whitney Canada følgende Service Bulletin:

- SB 35133R1 (kategori 3) ble utgitt 11. juni 2004. Den anbefaler en visuell inspeksjon av "fuel heater" for å avdekke eventuelle sprekker i enhetens feste og i et område på selve "fuel heater". Den anbefalte fristen for å gjøre inspeksjonen første gang er 50 flytimer. De påfølgende inspeksjonene er så anbefalt utført hver 500 flytime. Inspeksjonen utføres av Widerøe.

⁶ P&WC recommends to do this service bulletin the first time the engine or module is at a maintenance base that can do the procedures, regardless of the scheduled maintenance action or reason for engine removal.

Pratt & Whitney Canada utvikler en forsterket "fuel heater" som bedre skal kunne motstå belastninger ved bladbrudd i motoren. Installasjon av denne vil overflødiggjøre videre utførelse av SB 35133.

1.18.2.3 *Systemet for brannvarsling*

I følge informasjon fra Bombardier gitt i februar 2006 har Kidde Aerospace i samarbeid med Bombardier startet et arbeid med å forbedre systemet for brannvarsling.

1.19 **Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder**

Det har ved denne undersøkelsen ikke blitt benyttet metoder som kvalifiserer til spesiell omtale.

2. **ANALYSE**

2.1 **Operative forhold**

2.1.1 Besetningens håndtering av situasjonen

2.1.1.1 Fartøysjefen fikk et dårlig utgangspunkt for flygingen ved å ankomme for sent til innsjekk. Han rakk derfor ikke å forberede seg til flygingen i samme grad som styrmannen. Besetningen tok seg imidlertid god tid til gjennomgang av sjekklister og forberedelser før avgang. Flygingen var normal de første 7 minuttene fram til kompressorbladet løsnet. De påfølgende handlingene må sees i lys av at besetningen brått og uventet gikk fra en rolig og ordinær situasjon med relativt liten arbeidsbelastning til en uoversiktlig situasjon med stort arbeidspress.

2.1.1.2 Smellet og slaget som kunne merkes i flyet gjorde at begge flygerne straks ble oppmerksomme på at noe skjedde. Mange indikasjoner pekte mot at noe var galt med venstre motor. Styrmannen (PF) identifiserte hurtig at problemet var knyttet til venstre motor og beordret nedstengning av motoren samtidig med at brannvarslingen aktiviserte. I løpet av de første 17 sekundene etter bladbruddet i kompressoren stoppet fartøysjefen venstre motor (Feather) og skjøv Power Lever på høyre motor foran "Detent". Utførelse av disse handlingene ble ikke videreformidlet til styrmannen. SHT kan ikke se at besetningen i denne perioden koordinerte oppgaven slik det er beskrevet i selskapets OM Part B, kapittel 3.0 (se punkt 1.6.5.1). På bakgrunn av utsagn fra styrmannen kan det synes som om han var usikker på hva fartøysjefen gjorde, og om de rette grepene ble tatt. Dette kan tyde på at besetningen innledningsvis handlet for hurtig og uten å koordinere handlingene. Styrmannens usikkerhet på om alt var korrekt utført ga seg på ny til kjenne kl. 07:40:00 (se punkt 1.1.4) da han ønsker en verifikasjon på utførelse av punktene i sjekklisten.

2.1.1.3 DHC-8-400 har system for automatisk kantstilling av propellbladene (autofeather) og "Uptrim" under avgang. En situasjon med effektbortfall fra en motor vil derfor håndteres automatisk under den mest kritiske avgangsfasen. Bruddet i kompressorbladet oppsto etter at "Autofeater" og "Uptrim" var koblet ut. Flyet hadde imidlertid stor hastighet og god avstand til underliggende terreng. Videre hadde styrmannen ingen problemer med å manøvrere flyet. SHT mener derfor at besetningen med fordel kunne gitt seg selv bedre tid før de handlet. Den oppståtte situasjonen krevde ikke øyeblikkelig handling uten at det ble gitt tid til bekreftelse fra begge besetningsmedlemmene. Fartøysjefen hadde tidligere

fløyet DHC-8-100/300 med mindre kraftoverskudd og et enklere system for motorkontroll. Tatt i betraktning den korte tiden han hadde fløyet DHC-8-402, er det sannsynlig at fartøysjefen i den noe stressende situasjonen falt tilbake på tidligere innlærte prosedyrer. Dette kan være en forklaring på hvorfor fartøysjefen skjøv høyre Power Lever foran "Detent" og dermed satte viktig beskyttelsessystemer for motoren ut av funksjon. Det viste seg i ettertid at betjeningen av Power Lever medførte overbelastninger i høyre motor som kunne ha vært unngått hvis flyprodusentens og selskapets prosedyrer hadde blitt fulgt.

- 2.1.1.4 Styrmannen besluttet å returnere til Torp og svingte til høyre. Svingen ble krapp med en maksimal krenning på 47°. Det er forståelig at styrmannen ønsket å returnere så hurtig som mulig, men den store krenningen bærer etter havarikommisjonens syn preg av unødvendig hastverk. En krenning på 47° er 17° mer enn grensen på 30° som utløser automatisk lydvarsling til besetningen. I dette tilfellet gikk manøvreringen ikke ut over sikkerheten fordi flygefarten økte og flyet var under nedstigning. Det er likevel ugunstig med en slik krenning fordi det kan skremme passasjerene unødige.
- 2.1.1.5 Styrmannen inntok innledningsvis en aktiv rolle. Han identifiserte problemene, beordret nedstenging av venstre motor, ba om bekreftelse på at venstre motor var i "feather" og ba om avfyring av fremre brannslukningsflaske. Det er noe usikkert om "Tank Aux Pump" ble slått av i denne perioden, men forøvrig var handlingene i overensstemmelse med sjekklstens "memory items" (se punkt 1.6.5.2). Senere tok også styrmannen over radiokommunikasjonen med Oslo Control hvor han erklærte at de returnerte. Han initierte deretter gjennomgang av sjekklister.
- 2.1.1.6 I den første hektiske perioden mener SHT at fartøysjefen ikke greide å komme i inngrep med situasjonen, og at han var passiv med å få de forskjellige handlingene verifisert. Dette kan skyldes flere forhold. Problemene oppsto plutselig og styrmannen responderte svært kjapt. Styrmannen var også mer erfaren på DHC-8-402 enn fartøysjefen. Havarikommisjonen kan heller ikke se bort i fra at fartøysjefens forsinkede innsjekk kan ha vært en faktor. Videre er evnen til å håndtere nødsituasjoner personlig betinget, og dette kan være med på å forklare de ulike reaksjonsmønstrene til de to. Resultatet ble en "flat" autoritetsgradient som SHT mener virket negativt inn på besetningssamarbeidet. Det ideelle er at fartøysjefen har en noe høyere autoritet enn styrmannen, og at han tar de strategiske avgjørelsene ved en hendelse. Disse avgjørelsene er gjerne basert på forslag og innspill fra styrmannen når situasjonen tillater det.
- 2.1.1.7 28 sekunder etter at hendelsen oppsto, ringte kabinbesetningen til cockpit. På dette tidspunktet var flygebesetningen i ferd med å skaffe seg oversikt over situasjonen og hadde en svært høy arbeidsbelastning. Ringelyden kom i tillegg til flere andre indikasjoner og lydvarsler. Det kan være svært krevende å sortere disse varslene og gi dem riktig prioritet. Havarikommisjonen mener at flygebesetningen prioriterte riktig da de unnlot å svare. SHT har imidlertid forståelse for at kabinbesetningen ble urolig og ønsket å få informasjon om hva som var i ferd med å skje. I tilfeller hvor kabinbesetningen bør forstå at flygebesetningen nettopp har blitt klar over at noe unormalt har skjedd, bør kabinbesetningen vente en stund før de søker kontakt. Dette rådet må ikke forhindre videreformidling av informasjon om unormale forhold registrert av kabinbesetningen eller passasjerer, når det ikke er opplagt at flygebesetningen er kjent med forholdet. I slike situasjoner er det viktig å utvise skjønn, og tidspunktet for når en tar kontakt må vurderes i hvert enkelt tilfelle. Det er i den sammenheng også viktig at kabinbesetningen er presis i formidlingen av hva som registreres.

- 2.1.1.8 Det har vist seg at flygebesetninger sjelden opplever situasjoner som så kritiske at de sender nødmelding i henhold til retningslinjene gitt av ICAO. I dette tilfellet opplyste de tidlig til Oslo Control at det var brann i en motor, men uttrykket MAYDAY ble sendt drøyt to minutter etter at situasjonen oppstod. SHT mener at en ikke skal være tilbakeholden med å sende en korrekt nødmelding når en alvorlig situasjon oppstår. En mest mulig komplett nødmelding gir et godt grunnlag for effektiv håndtering av situasjonen fra lufttrafikkjenestens side. I dette tilfellet hadde manglene ved nødmeldingen ingen konsekvenser for utfallet av hendelsen. Dersom nødmelding blir sendt, og det etter en stund viser seg at situasjonen ikke betinger en slik prioritet, kan meldingen på et hvert tidspunkt kanselleres uten at det får følger for besetningen.
- 2.1.1.9 Flere av forholdene som er nevnt ovenfor bør gjennomgå av selskapets treningsavdeling og vurderes med hensyn til mulige forbedringer i treningsprogrammene. Lærdom fra hendelsen kan også trekkes ut av de forhold som ble løst på en utmerket måte. Det bør nevnes at flygebesetningen umiddelbart besluttet å returnere til Torp. Videre ”ryddet” de opp etter hvert ved å gå i gjennom relevante sjekklistene på en strukturert måte og de holdt lufttrafikkjenesten løpende orientert om alvoret i situasjonen. Det bør også nevnes at besetningen planla landingen og evakueringen på en god måte. De valgte å bli stående på banen med vinden inn fra høyre forfra. Hendelsen ble således håndtert på en måte som forhindret at det oppsto reell fare for sikkerheten til noen om bord og uten at noen ble fysisk skadet.

2.1.2 Lufttrafikkjenestens håndtering av situasjonen

Hendelsen ble smidig og godt håndtert av alle involverte enheter fra lufttrafikkjenesten. Kommunikasjonen mellom besetningen og lufttrafikkjenesten bar preg av situasjonsforståelse og ryddighet. Verken Oslo Control eller Farris Approach belastet besetningen med unødige spørsmål og besetningen fikk tidlig nødvendige klareringer. SHT mener at høyderestriksjonen som ble pålagt i en periode på 13 sekunder under nedstigningen ikke hadde andre konsekvenser enn at besetningen over en kort periode fikk en ekstra detalj å forholde seg til. At besetningen to ganger måtte skifte radiofrekvens synes heller ikke å ha hatt negativ innvirkning på situasjonen. Ved nødsituasjoner bør imidlertid lufttrafikkjenesten tilstrebe færrest mulige frekvensskifter.

2.2 **En vurdering av bruddet i kompressorbladet**

- 2.2.1 Det ble tidlig klart at bruddet i kompressorbladet skyldtes utmatting. En utmatningssprekk vil gå til brudd når belastningene overskrider styrken til gjenværende materiale. Dette kan skje under ”normale” belastninger, under perioder med belastning opp mot det maksimalt tillatte eller ved uforutsett høye belastninger. I dette tilfellet arbeidet motoren under ”normal” belastning, og ingenting tyder på at bladbruddet skyldes påførte skader eller andre unormale belastninger. Det var således bare et tidsspørsmål før kompressorbladet falt av forutsatt at det ikke ble oppdaget i tide under inspeksjoner.
- 2.2.2 Kravene til en kompressor er store med hensyn til styrke, vekt og aerodynamisk effektivitet. Kompressoren påvirkes dessuten av dynamiske belastninger fra propellen, utforming av luftinntaket og stator- og rotortrinn lenger bak i kompressoren. Disse belastningene kan være vanskelige å kartlegge, og kompliserer ytterligere arbeidet med styrkeberegninger. En rekke funn av sprekker og de to omtalte hendelsene hvor kompressorblader har løsnet viser at Pratt & Whitney Canada PW150A motoren ikke var fullt utviklet.

- 2.2.3 SHT har ikke brukt ressurser på å finne den eksakte årsaken til bladbruddet på LN-WDA. Det er imidlertid grunn til å bemerke at sprekken ser ut til å ha startet i et område ca. 80 µm under overflaten. Ved bøyning av bladene blir normalt belastningene, og dermed strekkspenningene, størst på overflaten. For å unngå konsentrasjoner av strekkspenninger i overflaten har produsenten arbeidsherdet bladene (glas bead peened), og på den måten tilført trykkspenninger i overflaten. Tilført energi kan varieres bla. avhengig av hvor lenge, hvilken avstand og med hvilken hastighet glasskulene skytes mot overflaten. Mengden tilført energi angir dybde og størrelse av trykkspenningene. For å få de optimale mekaniske egenskapene er det viktig at tilført energi er optimalisert slik at sprekker verken oppstår i overflaten eller i overgangssjiktet mellom nøytral og trykkspenninger. Rotoren i kompressorens første trinn har en komplisert geometrisk form og er maskinert ut av ett stykke. Dette setter store krav til en jevn overflatebehandling. SHT utelukker derfor ikke at variasjoner i overflatebehandlingen kan være en faktor som har ført til lokalt høye strekkbelastninger og sprekkeinitiering ca. 80 µm under overflaten. Dette forholdet står nødvendigvis ikke i motsetning til konklusjonene fra Pratt & Whitney Canada om at bruddet skyldtes vibrasjoner forårsaket av utformingen av detaljer i luftinntaket.
- 2.2.4 PW150A motoren er nyutviklet. Det er kjent at nye motorer i varierende grad kan ha barnesykdommer. Kompleksiteten og utfordringene i konstruksjonen bekreftes av at også den andre utgaven av kompressorens første trinn hadde lignende problemer på midtseksjonen av bladrøttene. Slike problemer skal i utgangspunktet håndteres ved utprøving før motorene slippes på markedet (sertifiseres). SHT har ikke gått inn på detaljer i den prosessen som motoren var gjenstand for før den ble typesertifisert. Det er imidlertid klart at driftspålitelighet aldri fullt ut kan verifiseres verken ved beregninger eller tester. Etter at motorene er satt i kommersiell drift, må eventuelle gjenværende usikkerhetsmomenter ivaretas ved hjelp av inspeksjoner og overvåking. At motortypen i dette tilfellet hadde en svakhet som ikke ble utbedret på en tilfredsstillende måte før det oppsto et alvorlig sikkerhetsproblem, bør være en tankevekker.
- 2.2.5 Pratt & Whitney Canada har kontinuerlig arbeidet med forbedringer av motoren etter at problemer med sprekker i kompressorens første trinn ble kjent. Videre har produsenten utgitt en rekke servicebulletiner som beskriver inspeksjoner for å ivareta sikkerheten. De to hendelsene som er omtalt i denne rapporten viser at sikkerheten på tross av disse forholdsreglene ikke var under tilstrekkelig kontroll. Dette er etter SHTs mening betenkelig. Den organisasjonen som er best egnet til å løse dette problemet er Pratt & Whitney Canada. Produsenten er ikke tjent med at ett av deres produkter har et sikkerhetsproblem, og de har alt å vinne på å finne en tilfredsstillende løsning. SHT finner derfor ingen grunn til å legge ytterligere press på produsenten, og fremmer ingen sikkerhetstilrådinger på området.

2.3 Følgeskader

2.3.1 Mekaniske skader

- 2.3.1.1 Undersøkelsen har vist at bladbruddet isolert sett ikke medførte de alvorligste skadene. I hovedsak medførte bladbruddet at fragmenter fra bladet kom inn i kompressoren, noe som påførte skade på bakenforliggende kompressortrinn. Dette er skader som kunne ført

til en kompressorsteiling⁷ og en automatisk nedstengning av motoren ved hjelp av FADEC i tilfeller hvor systemet for "autofeather" er armert⁸. De store følgeskadene i motorinstallasjonen skyldtes imidlertid i hovedsak den ubalansen som oppsto i kompressoren da kompressorbladet løsnet.

- 2.3.1.2 SHT mener at ubalansen som oppsto i forbindelse med bladbruddet påførte motoren og de roterende komponentene belastninger ut over det de var konstruert for. Ubalansen førte til øyeblikkelig havari av lager nr. 2.5 og ødeleggelse av selve lagerhuset. Dette førte i neste omgang til kontakt mellom roterende og stasjonære deler av kompressoren og en øyeblikkelig nedbremsning av kompressoren. Kompressoren med tilhørende turbin reduserte turtallet fra ca. 25 000 omdreininger per minutt ned til stillestående på ca. 4 sekunder. Denne deselerasjonen har etter havarikommisjonens mening medført store vridningskrefter som har medvirket til permanent deformasjon av den bærende strukturen i motorinstallasjonen. Deselerasjonen i NL førte også til at logikken i FADEC stengte ned motoren uavhengig av besetningens inngripen.
- 2.3.1.3 Ubalansen i motoren førte til sprekkdannelse i "fuel heater". At denne komponenten ble skadelidende skyldes i hovedsak at den har stor masse i forhold til styrken på innfestingen. Det er også mulig at komponenten på grunn av sin plassering nær kompressoren ble ekstra utsatt for rystelser.
- 2.3.1.4 Hendelsen med SAS Commuter 9. juli 2004 medførte nær identiske mekaniske skader. De to uavhengige motorhavariene viser at skader på "fuel heater" og antennelse av motorolje kan forventes når lavtrykkskompressorens første trinn mister blader. Hendelsene har avdekket at innfestingen av "fuel heater" må rekonstrueres slik at mekaniske skader innvendig i motoren ikke medfører fare for brann i motorrommet. Pratt & Whitney Canada utvikler en ny "fuel heater" med forsterket innfesting. SHT finner derfor ingen grunn til å legge ytterligere press på produsenten, og fremmer ingen sikkerhetstilrådinger på området.

2.3.2 Brann

2.3.2.1 *Innledning*

Skader på motorinstallasjonen viser at den har vært utsatt for brann med høy temperatur. Særlig på motorens venstre side og bakover langs dens nedre regioner har varmepåvirkningen vært stor. Nedsmelting av aluminiumskomponenter tyder på at temperaturen stedvis har vært 500 - 620 °C. Kjemisk analyse av sotbelegg på motoren peker mot at det er motorolje som har forbrent. Det er umulig å beregne hvor mye motorolje som ble tilført brannen. Motoren inneholdt ca. 24 liter olje, men noe av dette har lekket ut uten å forbrenne. Det har ikke vært mulig å påvise spor etter forbrent drivstoff (JET A-1).

Motorinstallasjonen inneholder for øvrig svært lite brennbart materiale.

Brannskilleveggen mellom motoren og vingen ble ikke skadet av brannen og det var således liten fare for at brannen skulle spre seg til drivstoffet i vingene. Motorrommet

⁷ Kompressorsteiling oppstår når luftgjennomstrømningen i kompressoren forstyrres, stopper opp eller når luften snur og kommer ut igjen gjennom luftinntaket. Situasjonen oppstår ved skader i kompressoren eller når kritisk angrepsvinkel på kompressorbladene (vingeprofilene) av andre grunner overskrides.

⁸ Systemet for autofeather var ikke armert da kompressorbladet løsnet.

ventileres for å hindre ansamling av brennbare gasser. Ventileringen tilfører samtidig rikelige mengder oksygen til en eventuell forbrenning.

2.3.2.2 *Antennelse*

Skadene i kompressoren og lagerhuset til lager nr. 2.5 medførte lekkasjer av motorolje inne i kompressoren. Noe av denne oljen har med stor sannsynlighet blitt trukket inn i motoren og har forbrent i brennkammeret i den tiden hvor temperaturen i brennkammeret var tilstrekkelig høy. Dette underbygges av at det ble funnet spor etter olje inne i kompressoren, brennkammeret og høytrykksturbinen. Samtidig med oljelekkasjen har fragmenter av metall fra kompressoren passert bakover innvendig i motoren. Sammen med kompressorsteilingene kan dette ha resultert i ufullstendig forbrenning med flammer og gnistregn ut av eksosrøret.

Samtidig med at det var høy temperatur og flammer bak i eksosrøret begynte det å strømme motorolje ut av sprekken i "fuel heater". Oljen kom ut under trykk og ble finfordelt. Eksossystemet, som er slik konstruert at det danner en ejetektor for ventilasjon av motorrommet, trakk denne oljedampen inn i flammene som kom ut av motoren. Dette er i følge Bombardier og Pratt & Whitney Canada den mest sannsynlige forklaringen på antennelsen, og SHT støtter teorien. Etter at oljen ble antent har flammene med stor sannsynlighet arbeidet seg framover i motorrommet. Det brannskademønsteret som ble observert ved undersøkelsen er forenelig med en slik teori.

2.4 **Flyets system for brannvarsling**

- 2.4.1 Motorens system for brannvarsling aktiverte 9 sekunder etter at kompressorbladet løsnet. Dette ble øyeblikkelig registrert av besetningen og nødvendige tiltak ble iverksatt. Brannvarslingssystemet oppfylte således sin primæroppgave, å varsle besetningen om brann, på en utmerket måte. Besetningen fløy imidlertid med brannvarselet på i 8 minutter etter at siste brannsløkningsflaske forhåpentligvis skulle ha slukket brannen. De regnet følgelig med at motoren brant helt til flyet landet på Torp. I ettertid er det kjent at brannvarslingssystemet feilfunksjonerte. Mye tyder på at brannen slukket før landingen. I en tenkt situasjon hvor en egnet nødlandingsplass ikke er nær, kan slike feilindikasjoner medføre unødvendig press og belastning på besetningen. En pågående brann i en motor kan i verste fall føre til spredning til drivstofftanker og strukturelle skader i for eksempel vingen. Selv om sannsynligheten for dette er svært liten på en DHC-8-400, mener SHT at denne typen feilvarsling er svært uheldig.
- 2.4.2 Produsenten Kidde Aerospace mener at deres sensor har vært utsatt for ekstremt høy temperatur og at dagens teknologi har vansker med å håndtere dette. SHT mener at lignende branner kan oppstå i motorer, og at olje- eller drivstofflekkasjer i selv korte perioder kan føre til lignende intensitet i brannen. Det kan derfor ikke utelukkes at brannvarslingssystemer med omtalt teknologi vil feile på tilsvarende måte også ved framtidige motorbranner.
- 2.4.3 Hvilke krav som stilles til brannvarslingssystemet med hensyn til å varsle når en brann har slukket, er usikkert. Kravene som er gitt i FAR 25 (se punkt 1.6.8.2) omtaler ikke dette direkte. Setninger som; "*It will withstand the vibration, inertia, and loads to which it may be subject in operation*" kan tolkes til å gjelde "normal operations". Videre kan det settes spørsmål ved hva som menes med; "*at least fire-resistant.*" SHT mener at sertifiseringskravene på dette området må gjennomgås med tanke på en skjerpelse. Et

brannvarslingssystem i områder hvor en eventuell slukking ikke kan verifiseres på andre måter, må tåle temperaturer og varighet i den størrelsesorden som oppsto ved den aktuelle brannen. Alternativt må temperaturen i området kunne overvåkes på annen måte.

2.5 Tidspunktet for slukking av brannen

- 2.5.1 Det er ikke mulig med sikkerhet å fastslå når brannen slukket. Det er imidlertid ingenting som tyder på det var brann i motoren da flyet landet. At det er funnet uforbrent olje i motorrommet underbygger dette, og kan tyde på at brannen slukket før tilførsel av ny olje opphørte. Høytrykksdelen av motoren dro oljepumpen med tilstrekkelig hastighet til å levere oljetrykk i en periode på to minutter etter at kompressorbladet løsnet. Under forutsetning av at trykkpumpen hadde motorolje tilgjengelig, ville motorrommet tilføres olje i den perioden. Dette peker mot at brannen hadde slukket senest 7 minutter før landingen.
- 2.5.2 Det er mulig at systemet for brannslukking slukket brannen allerede da den første brannslukningsflasken ble utløst 29 sekunder etter at kompressorbladet løsnet. Motoren ble i så fall kjølt ned i ca. 9 minutter før brann og redningstjenesten startet sitt arbeid. Hvis brannen ble slukket da andre brannslukningsflaske ble utløst, brant det i ca. ett minutt. Brannen slukket i så fall ca. 8 minutter før brann og redningstjenesten startet sitt arbeid.
- 2.5.3 Om brannen ble slukket av brannslukningsflaskene, eller om brannen slukket av seg selv da tilførsel av ny olje opphørte ca. 7 minutter før landing, er vanskelig å fastslå. Det er lite brennbart materiale i motoren utenom oljen.

2.6 Brann- og redningstjenesten

- 2.6.1 Brann- og redningstjenesten ved lufthavnen ble varslet umiddelbart og fikk følgelig tilstrekkelig tid til nødvendige forberedelser før landingen. At brannvesenet i Sandefjord og ambulanser ikke ble varslet i tide fikk ingen konsekvenser for utfallet av denne hendelsen. Svikt i varslingsplaner kan få alvorlige konsekvenser og slike problemer bør lukkes ut under øvelser. I dette tilfellet ble årsaken til svikten avdekket under gjennomgangen av hendelsen og feilen omgående rettet.
- 2.6.2 Uttalelser fra mannskaper fra brann- og redningstjenesten tyder på at motoren var svært varm selv etter at flyet landet. Selv om det ikke var synlige flammer i området måtte manskapene anta at det var brann i motoren og at området måtte kjøles ned. Metoden som ble benyttet med å sprøyte skum inn i motorens luftinntak og ”engine intake bypass door” er imidlertid lite effektiv. De to åpningene har bare tilknytning til innvendige detaljer i motoren (kompressor, brennkammer etc.) og til ”engine bypass duct” som er helt atskilt fra området som var utsatt for brann. Brann- og redningstjenestens innsats hadde følgelig svært begrenset kjølede effekt før motordekslene ble åpnet. At dekslene innledningsvis ikke ble åpnet fikk ingen konsekvenser for skadeomfanget. Brann- og redningstjenesten bør imidlertid søke å få bedre oversikt over vesentlige tekniske løsninger på fly som benytter lufthavnen regelmessig.
- 2.6.3 Havarikommisjonen har ikke undersøkt hvilke metoder brann- og redningstjenesten ved andre lufthavner i Norge ville ha benyttet i en lignende situasjon. Det er imidlertid grunn til å anta at denne hendelsen kan gi verdifull lærdom til samtlige brann- og redningstjenester i landet. SHT vil derfor oppfordre alt personell tilknyttet brann- og

redningstjenesten om å vurdere dagens praksis for slukking av motorbranner på turboprop-fly.

2.7 Vedlikehold

2.7.1 Vedlikehold av kompressorene

Så langt SHT har undersøkt, er det ikke noe som tyder på at Widerøe har unnlatt å gjøre påkrevd vedlikehold på den aktuelle kompressoren. S.B. 35111R6 (se punkt 1.6.7.1) ble gjennomført ved hjelp av Eddy Current. Dette er en generelt bedre metode for å detektere mindre sprekker enn Fluorescent Pentetrant Inspection, som også kunne anvendes. Inspeksjonsintervallene var satt til 500 flytimer. Bruddet oppsto bare 118 flytimer etter inspeksjonen. At sprekken ikke ble oppdaget under inspeksjonen kan skyldes at den beskrevne inspeksjonen skulle gjøres langs forkanten av bladet, og ikke lengre inn på bladet hvor sprekken startet. S.B. 35132 som ble utgitt 11. juni 2004 (se punkt 1.18.2.1) beskriver derimot en inspeksjon av det aktuelle problemområdet.

2.7.2 Engine Condition Trend Monitoring (ECTM)

2.7.2.1 På tidspunktet for hendelsen var PW150A relativt lite utprøvd. Den motoren som hadde akkumulert flest flytimer hadde bare oppnådd 6 800 timer og det var kun produsert totalt ca. 200 motorer. Dette er lite sett i forhold til den erfaring som er opparbeid på de fleste andre flymotorer som benyttes i sivil ruteflyging. Selv om motoren var godkjent i henhold til gjeldende krav, kan den på mange måter betraktes å være i en innkjørings- og utprøvningsfase. Tilsvarende var flytypen DHC-8-402 etter drøyt to års bruk relativt ny i selskapet. PW150A motoren medførte innføring av ny teknologi for motorovervåking, noe som også satte nye krav til teknisk avdeling hos Widerøes Flyveselskap. SHT mener generelt at operasjon av relativt nye flytyper setter høye krav til overvåking og oppfølging. I dette tilfellet satte motoren nye krav til tekniske avdeling hos Widerøes Flyveselskap med hensyn til tilstandsovervåking og informasjonsutveksling med motorprodusenten. Et ECTM program er et viktig verktøy i et slik arbeid. Viktigheten gjenspeiles også ved at ECTM inngår i selskapets "Reliability Programmes" (se punkt 1.17.2.1). SHT kan ikke se at involvert personell satte i verk kompenserende tiltak når de ble klar over at ECTM ikke fungerte som forutsatt. SHT tilrår at selskapets tekniske ledelse behandler svikten i ECTM med sikte på å forbedre rutineene internt slik at ikke lignende situasjoner kan oppstå igjen.

2.7.2.2 SHT kan imidlertid ikke se at manglende oppfølging av ECTM har ført til sikkerhetskritiske situasjoner. Problemene med kompressoren i venstre motor kunne ikke relateres til manglende ECTM. Høyre motor leverte nødvendig effekt til å bringe flyet trygt tilbake til en sikker landing. De skadene som senere ble funnet på høytrykksturbinen på venstre motor (se figur 17 og 18), og tilsvarende karbonerosjon på turbinen på høyre motor, kunne imidlertid ha blitt avdekket ved hjelp av ECTM. Karbonerosjonen reduserte motorens effektivitet og økte dermed drivstofforbruket. Dette medfører i beste fall dårlig økonomi for selskapet. Alvorligere er det at karbonerosjonen også reduserte marginer mot overtemperatur ved manuell regulering og kan ha vært medvirkende til den høye turbintemperaturen som oppsto på den høyre motoren (se punkt 1.1.3).

2.7.2.3 Havarikommisjonen har konstatert at flytypen DHC-8-402 i en periode opererte uten ECTM. Dette er i seg selv bekymringsverdig, men SHT er mer betenkt over at et av selskapets "Reliability Programs" kunne stoppe opp uten at dette ble fanget opp av

Maintenance Review Board. En viktig oppgave for direktør for kvalitetssikring og teknisk ledelse må være å etterse at programmer og funksjoner i vedlikeholdssystemet fungerer etter intensjonene. Mangelen ble heller ikke avdekket av Luftfartstilsynets virksomhetstilsyn. At svikten i ECTM ikke ble fanget opp, bør føre til en gjennomgang av arbeidsrutiner og fokus i Maintenance Review Board. Widerøe har i forbindelse med høringsrunden opplyst at selskapet har iverksatt flere tiltak for å forbedre forholdene nevnt i punkt 2.7.2.

2.8 Overlevelsesaspekter

Passasjerene ble ikke på noe tidspunkt utsatt for fysiske belastninger som kunne påvirke liv eller helse. Den mest kritiske operasjonen var evakueringen av passasjerene. Avstanden fra dørene og ned på bakken er så stor at bevegelseshemmede passasjerer og personer med svak helse kan få problemer med å komme seg uskadd ut på egen hånd. De er derfor avhengig av hjelp fra kabinbesetningen eller medpassasjerer.

3. KONKLUSJON

3.1 Undersøkelseresultater

3.1.1 Besetningen

- a) Besetningen hadde nødvendige sertifikater og rettigheter til å tjenestegjøre om bord.
- b) Fartøysjefen fikk typerettighet på DHC-8-400 i april 2004 og hadde følgelig relativt begrenset erfaring på flytypen.
- c) Styrmannen fikk typerettighet på DHC-8-400 i november 2003, og var således den av besetningsmedlemmene med mest erfaring på flytypen.
- d) Flygebesetningen handlet så raskt etter at hendelsen oppsto, at koordinering av arbeidsoppgavene sviktet. Dette medførte usikkerhet med hensyn til hva som ble utført og unødig skade på høyre motor.
- e) Styrmannen inntok innledningsvis en aktiv rolle i arbeidet med å håndtere problemene som oppsto. Tilsvarende kan det synes som om fartøysjefen ikke på samme måte greide å komme i inngrep med situasjonen. Dette medførte en "flat" autoritetsgradient og var medvirkende til at koordinering av arbeidsoppgavene ikke optimale.

3.1.2 Luftfartøyet

- a) DHC-8-400 ble først satt inn i regulær rutetraffikk i 2000. Det er ikke uvanlig at antall uforutsette problemer er relativt stort på nye flytyper.
- b) Widerøes Flyveselskap tok flytypen i bruk i november 2001 og hadde følgelig begrenset erfaring på DHC-8-400. Selskapet hadde derimot lang erfaring i å operere eldre versjoner av DHC-8, men disse er annerledes på vesentlige områder slik at erfaringer ikke kan overføres direkte.

- c) DHC-8-400 introduserte en ny motortype som ga nye utfordringer til teknisk avdeling i selskapet. Overvåkingen av motorens langsiktige parametere (ECTM) sviktet, uten at dette ble oppfanget av selskapets tekniske ledelse.

3.1.3 Operative forhold

- a) Flygingen var normal helt til flyet i underkant av 7 minutter etter avgang nådde en høyde på 13 500 ft.
- b) Det oppsto aldri situasjoner under flygingen som reelt truet sikkerheten til de om bord i flyet.
- c) Hendelsen ble håndtert smidig og godt av lufttrafikkjentesten.
- d) Værforholdene tillot visuell innflyging til Torp. Dette reduserte arbeidsmengden på den siste delen av flygingen. For øvrig hadde værforholdene ingen innvirkning på hendelsesforløpet.
- e) Evakueringen av flyet gikk uten problemer.

3.1.4 Lavtrykkskompressoren

- a) SHT har ikke funnet noe som tyder på at svikten i lavtrykkskompressoren kan tilbakeføres til mangler ved vedlikeholdsarbeidet hos Widerøes Flyveselskap
- b) Pratt & Whitney Canada var kjent med at det oppsto sprekker i lavtrykkskompressorens første trinn. For midlertidig å ivareta kontinuerlig luftdyktighet ved sprekkdannelse i bladrøttens framkant ble Service Bulletin nr. 35111 utstedt. På denne tiden var det ikke observert sprekker lengre inn på bladene. Følgelig var S.B 35111 ikke tilstrekkelig til å forhindre bladbrudd i kompressoren.
- c) Motoren var typesertifisert av både kanadiske og amerikanske luftfartsmyndigheter.
- d) Hendelsen som fant sted 9. juli 2004 med et fly fra SAS Commuter var i utgangspunktet identisk med hendelsen med LN-WDA 19. mai 2004. Forskjellen i brannforløpet skyldtes tilfeldigheter. Hendelsene viser at "fuel heater" må forbedres for at en skal unngå brann ved alvorlige mekaniske skader innvendig i motoren.

3.1.5 Brannen

- a) Brannen ble opprettholdt ved tilførsel av motorolje. Utenom motorolje og drivstoff er det lite lett brennbart materiale i motoren.
- b) Brannskilleveggen mellom motoren og vingen ble ikke skadet av brannen og det var således liten fare for at brannen skulle spre seg til drivstoffet i vingene.
- c) Ingenting tyder på at brannen ble tilført drivstoff. Det var følgelig begrenset hvor lenge brannen ville vedvare før den ville slukke av seg selv.

- d) Den høye temperaturen i brannen medførte funksjonsfeil i brannvarslingssystemet. Brannvarslingen indikerte at det var brann i motoren helt til systemet fysisk ble frakoblet.
- e) Det er ikke mulig med sikkerhet å fastslå når brannen slukket. Det er imidlertid ingenting som tyder på at det var brann i motoren da flyet landet.
- f) Brannslukningsmetoden som brann- og redningstjenesten ved lufthavnen benyttet innledningsvis var lite effektiv.

3.2 Signifikante undersøkelsesresultater

- a) Bruddet i et kompressorblad i lavtrykkskompressorens første trinn skyldtes utmatning. Da bladet løsnet arbeidet motoren under "normal" belastning, og ingenting tyder på at bladbruddet skyldes unormale belastninger.
- b) Pratt & Whitney Canada hadde problemer med lavtrykkskompressorens førstetrinn og var i ferd med å utvikle ett nytt da hendelsen med LN-WDA oppsto. Undersøkelsene etter hendelsen med LN-WDA viste at problemene med lavtrykkskompressorens første trinn ikke var under tilstrekkelig kontroll på tross av Service Bulletin nr. 35111.
- c) Bruddet i kompressorbladet medførte stor ubalanse og vibrasjoner i motoren. Dette førte til overbelastningssprekker på "fuel heater" og oljelekkasje.
- d) Brannen oppsto trolig fordi motorolje fra "fuel heater" ble sprayet mot flammer som kom ut av motorens eksosrør.
- e) Det finnes ingen sertifiseringskrav til brannvarslingssystemer som omhandler evnen til å varsle når en brann har sluknet.

4. SIKKERHETSTILRÅDINGER

Statens havarikommisjon for transport fremmer følgende sikkerhetstilrådinger:⁹

Sikkerhetstilråding SL nr. 2007/32T

I følge produsenten Kidde Aerospace ble systemet for brannvarsling skadet av de høye temperaturene under motorbrannen. Som et resultat av dette opphørte ikke brannvarslingen selv om motorbrannen hadde slukket. SHT mener at slik feilvarsling er svært uheldig fordi det kan legge et uholdbart og unødig press på besetningen. Dagens krav til brannvarslingssystemer omtaler ikke at varsling skal opphøre når brannen er slukket. SHT tilrår at Luftfartstilsynet engasjerer seg internasjonalt med sikte på å forbedre sertifiseringskravene for brannvarslingssystemer i fly slik at besetninger får indikasjon på at brann er slukket.

⁹ Samferdselsdepartementet besørger at sikkerhetstilrådinger blir forelagt luftfartsmyndigheten og/eller andre berørte departementer til vurdering og oppfølging, jf. Forskrift om offentlige undersøkelser av luftfartsulykker og luftfartshendelser innen sivil luftfart, § 17.

Sikkerhetstilråding SL nr. 2007/33T

I følge produsenten Kidde Aerospace ble systemet for brannvarsling skadet av de høye temperaturene under motorbrannen. Som et resultat av dette opphørte ikke brannvarslingen selv om motorbrannen hadde slukket. SHT mener at slik feilvarsling er svært uheldig fordi det kan legge et uholdbart og unødig press på besetningen. SHT tilrår at Luftfartstilsynet i samråd med FAA vurderer å pålegge Kidde Aerospace å orientere om de feilindikasjoner som kan oppstå på dagens utstyr. Orienteringen bør gis til alle flyprodusenter som har eller vil installere denne type varslingsutstyr. Dette for at informasjonen skal innarbeides i aktuelle Aircraft Flight Manuals.

Sikkerhetstilråding SL nr. 2007/34T

Metoden som brann- og redningstjenesten ved Sandefjord lufthavn Torp innledningsvis benyttet under slukkingen er lite effektiv i og med at slukningsmiddelet ikke kom inn til de varme områdene mellom motoren og motordekslene. SHT tilrår at brann- og redningstjenesten ved Sandefjord lufthavn Torp i samarbeid med teknisk personell hos Widerøe finner fram til egnede prosedyrer for slukking av branner på DHC-8-400.

Sikkerhetstilråding SL nr. 2007/35T

Engine Condition Trend Monitoring (ECTM) inngår som en del av selskapets vedlikeholdsprogram for DHC-8-400. ECTM ble ikke gjennomført på PW 150A motorene fra 15. november 2003 til hendelsen. Forholdet var ikke medvirkende faktor til motorbrannen, men indikerer en svikt i selskapets vedlikeholdssystem. SHT tilrår derfor at Widerøes Flyveselskap foretar en gjennomgang av kvalitetskontrollen og funksjonen til Maintenance Review Board med sikte på å hindre lignende svikt i interne programmer.

Statens Havarikommisjon for Transport

Lillestrøm, 27. november 2007

VEDLEGG

A Forkortelser

FORKORTELSER

AOC	Air Operator Certificate – godkjenningsdokument for luftfartsforetak
APP	Approach – innflygingskontroll
ATCC	Air Traffic Control Center – kontrollsentral
ATPL(A)	Air Transport Pilot Licence, Airplane – trafikkflygersertifikat for fly
BSL	Bestemmelser for sivil luftfart
CAR	Canadian Airworthiness Requirements – Canadiske byggeforskrifter
CAVOK	Ceiling And Visibility OK – værkode
CPL(A)	Commercial Pilot Licence Airplane – kommersielt sertifikat for fly
ECTM	Engine Conditioning Trend Monitoring – overvåkingssystem for motorer
EMU	Engine Monitoring Unit – overvåkingssystem for motorer
ENBR	ICAO code for Bergen airport Flesland - ICAO kode for Bergen lufthavn Flesland
ENTO	ICAO code for Sandefjord airport Torp - ICAO kode for Sandefjord lufthavn Torp
FAA	Federal Aviation Administration – luftfartsmyndigheten i USA
FADEC	Fully Authority Digital Engine Control – digital motorkontroll
FAR	Federal Aviation Requirements – amerikanske luftfartsforskrifter
FDR	Flight Data Recorder – ferdskriver
FEW	Few – om skyer
FL	Flight Level – flygehøyde oppgitt i antall 100 ft i standardatmosfære
FP	Pilot Flying – flygeren som fører flyet
G	Gust – vindbyge
HSLB	Havarikommisjonen for sivil luftfart og jernbane – havarikommisjonens navn før 1. september 2005
JAA	Joint Aviation Authorities – organisasjon for samarbeid mellom europeiske luftfartsmyndigheter
JAR	Joint Aviation Requirements – felleseuropeiske bestemmelser

JAR-OPS	Joint Aviation Requirements – Operations – operative felleseuropeiske bestemmelser
KT/kt	Nautical Mile(s) (1 852 m) per hour
LPC	Low Pressure Compressor – lavtrykks kompressor
METAR	METEorological Aerodrome Report – rutinemessig værobservasjon
MHz	megaHertz
OM	Operating Manual – operasjonshåndbok i henhold til JAR-OPS
OPC	Operator Proficiency Check – operatørens ferdighetsprøve
PC	Proficiency Check – ferdighetsprøve
PEC	Propeller Electronic Controll – elektronisk kontrollsystem for propell
P/N	Part Number – delenummer
PF	Pilot Flying – flygebesetningsmedlem som betjener flygekontrollene
PL	Power Lever – håndtak som benyttes til å regulere kraftuttaket fra motoren
PNF	Pilot Not Flying – flygebesetningsmedlem som ikke betjener flygekontrollene
Q	QNH – høydemålerinstilling relatert til trykket ved havets overflate
RGB	Reduction Gear Box – reduksjonsgearboks
S.B.	Service Bulletin – servicemeddelelse fra fabrikant
SHT	Statens havarikommisjon for transport
TAF	Terminal Aerodrome Forecast – værvarsel for flyplass
TCSN	Total Cycles Since New – eksempelvis totalt antall avganger/landinger
TEMPO	Code for temporary weather changes – kode for temporære værforandringer
TLD	Time Limited Dispatch – teknisk godkjenning med flytidsbegrensning
TWR	Tower – kontrolltårn