RAPPORT C 1993:57

Luftfartshändelse den 27 december 1991 i Gottröra, AB län

Ärende L-124/91

SHK Statens haverikommission ■ Board of Accident Investigation

Postadress/Postal address	*Besöksadress/Visitors*	*Telefon/Phone*	*Telefax/Fax*	*Telex*
Box 12538	Västerbroplan 3	Nat 08-737 58 40	Nat 08-737 58 52	128 41
S-102 29 Stockholm Sweden	Stockholm	Int +46 8 737 58 40	Int +46 8 737 58 52	havkom s

Foto s 35: SKY-CAM AB Stockholm
Tryckt hos Luftfartsverkets tryckeri, Norrköping 1993

1993-10-20

Ärendebeteckning
L-124/91

Luftfartsverket

601 79 NORRKÖPING

Rapport C 1993:57

Statens haverikommission (SHK) har undersökt en luftfartshändelse som inträffade den 27 december 1991 i Gottröra, AB län, med ett luftfartyg med registreringsbeteckningen OY-KHO.

SHK överlämnar härmed enligt 14 § förordningen (1990:717) om undersökning av olyckor en rapport över undersökningen.

Olof Forssberg

S-E Sigfridsson

Nils Benker

Henrik Elinder

Rune Lundin

Jan Mansfeld

Likalydande till:

Statens räddningsverk
Rikspolisstyrelsen

SHK Statens haverikommission ■ Board of Accident Investigation

Postadress/Postal address	*Besöksadress/Visitors*	*Telefon/Phone*	*Telefax/Fax*	*Telex*
Box 12538	Västerbroplan 3	Nat 08-737 58 40	Nat 08-737 58 52	128 41
S-102 29 Stockholm Sweden	Stockholm	Int +46 8 737 58 40	Int +46 8 737 58 52	havkom s

Innehåll

Förkortningar *7*

Sammanfattning *11*

1 Faktaredovisning *12*

1.1 Redogörelse för händelseförloppet *12*

1.2 Personskador *17*

1.3 Skador på luftfartyget *17*

1.4 Andra skador *18*

1.5 Besättningen *18*

1.5.1 Befälhavaren *18*

1.5.2 Styrmannen *19*

1.5.3 Kabinbesättningen *19*

1.6 Luftfartyget *20*

1.6.1 Grunddata *20*

1.6.2 Flygplanstypen MD-81 *21*
1.6.2.1 Certifiering *21*
1.6.2.2 Utformning av bränsletankar *21*

1.6.3 Motorer *22*
1.6.3.1 Allmänt *22*
1.6.3.2 Dragkraft *22*
1.6.3.3 Motorpumpning *23*
1.6.3.4 Konstruktionsbestämmelser avseende insugning av främmande föremål i motorerna *24*

1.6.4 Automatiska system *24*
1.6.4.1 Digital Flight Guidance System (DFGS) *24*
1.6.4.2 Flight Mode Annunciator (FMA) *24*
1.6.4.3 EPR Select Panel *25*
1.6.4.4 Auto Throttle System (ATS) *25*
1.6.4.5 Automatic Thrust Restoration (ATR) *25*
1.6.4.6 Automatic Reserve Thrust System (ARTS) *26*
1.6.4.7 Bränsleregulator (FCU) *26*

1.6.5 Andra berörda flygplanssystem *27*
1.6.5.1 Electronic Flight Instrument System (EFIS) *27*
1.6.5.2 Elsystem *27*
1.6.5.3 Auxiliary Power Unit (APU) *27*
1.6.5.4 AC Crosstie System *28*
1.6.5.5 Nödsyrgassystem *28*

1.6.6 Kabinsäkerhet *28*
1.6.6.1 Förarkabinen *28*
1.6.6.2 Passagerarkabinen *29*
1.6.6.3 Övrigt *30*

1.6.7 Teknisk status *30*
1.6.7.1 Leveransstatus *30*
1.6.7.2 Underhållsstatus *30*
1.6.7.3 Modifieringsstatus *30*

1.7 Meteorologisk information *31*

1.8 Navigationshjälpmedel *31*

1.9 Radiokommunikationer *31*

1.10 Flygplatsdata *31*

1.11 Färd- och ljudregistratorer *32*

1.11.1 Färdregistratorer *32*

1.11.2 Ljudregistrator (Cockpit Voice Recorder–CVR) *32*

1.12 Haveriplats och luftfartygsvrak *33*

1.12.1 **Haveriplatsen** *33*

1.12.2 **Luftfartygsvraket** *34*
1.12.2.1 Flygplanskroppen *34*
1.12.2.2 Motorerna *37*
1.12.2.3 Andra berörda flygplansystem *38*

1.13 **Medicinsk information** *38*

1.14 **Brand** *40*

1.15 **Överlevnadsaspekter** *40*

1.15.1 **Utrymning** *40*

1.15.2 **Räddningsverksamhet** *40*
1.15.2.1 Yttre betingelser *40*
1.15.2.2 Larmskedet *40*
1.15.2.3 Insatsskedets första fas *42*
1.15.2.4 Den fortsatta insatsen *44*
1.15.2.5 Insatsens avslutning *44*
1.15.2.6 Sjukhusens åtgärder *45*

1.16 **Särskilda prov och undersökningar** *45*

1.16.1 **Motorer** *45*
1.16.1.1 Motorbrand *46*
1.16.1.2 Skador i vänster motor *47*
1.16.1.3 Skador i höger motor *51*
1.16.1.4 Uppsamlade delar *52*
1.16.1.5 Förändring av N_1 och EPR vid lättning *52*
1.16.1.6 Driftsuppföljning *52*
1.16.1.7 Inverkan av ARTS *53*

1.16.2 **Andra berörda system** *53*
1.16.2.1 APU *53*
1.16.2.2 Elektriska komponenter *54*
1.16.2.3 EFIS-system *54*

1.16.3 **Kabinsäkerhet** *54*
1.16.3.1 Simulering av kraschförloppet *54*
1.16.3.2 Förarstolarna *55*
1.16.3.3 Passagerarstolarna *55*
1.16.3.4 Bagagehyllorna *56*

1.16.4 **Avisningsutrustning** *56*

1.17 **Övrigt** *56*

1.17.1 **Den assisterande kaptenen** *56*

1.17.2 **Gällande tekniskt och operationellt underlag** *57*
1.17.2.1 Tekniskt underlag *57*
1.17.2.2 Flygoperativt underlag *57*

1.17.3 **Klaris** *59*
1.17.3.1 Historik *59*
1.17.3.2 Åtgärder före haveriet *60*
1.17.3.3 Åtgärder efter haveriet *64*

1.17.4 **Övriga åtgärder efter haveriet** *64*

1.17.5 **SK 483 den 27 december 1991** *65*

1.17.6 **Företagets tekniska och operativa organisation** *65*

2 **Analys** *67*

2.1 **Flygningen** *67*

2.1.1 **Förarnas agerande före motorstoppen** *67*

2.1.2 **Förarnas agerande efter motorstoppen** *68*

2.1.3 **Kabinbesättningens åtgärder** *69*

2.2 **Inverkan av ATR och ARTS** *70*

2.2.1 **ATR** *70*

2.2.2 **ARTS** *72*

2.2.3 **Kännedom om ATR inom SAS** *72*

2.3 **Motorhaverierna** *73*

2.3.1 **Allmänt** *73*

2.3.2 **Aerodynamiska störningar i fläktstegen** *73*

2.3.3 **Motorpumpningar** *73*

2.3.4 **Kompressorhaverier** *74*

2.3.5 **Brand i högtryckskompressorerna** *75*

2.3.6 **Brand innanför vänster motors motorkåpor** *75*

2.4 Klaris *75*

2.4.1 Klarisbildning *75*

2.4.2 Avisning *76*

2.4.3 SAS hantering av klarisproblemet *76*

2.5 Elektriska störningar *78*

2.5.1 Strömavbrott *78*

2.5.2 EFIS *78*

2.6 Överlevnadsaspekter *79*

2.6.1 Allmänt *79*

2.6.2 Kabinsäkerhet *79*

2.6.3 Räddningsverksamhet *80*
2.6.3.1 Alarmering och efterforskning *80*
2.6.3.2 Räddningsinsats *80*
2.6.3.3 Registrering *81*
2.6.3.4 Ledning och samordning *81*

2.7 Övrigt *83*

2.7.1 Certifieringsfrågor *83*

2.7.2 Haveriplatsen *84*

3 Utlåtande *85*

3.1 Undersökningsresultat *85*

3.2 Orsaker till haveriet *85*

4 Rekommendationer *87*

BILAGOR

1 Utdrag ur certifikatregister beträffande förarna (endast till Luftfartsverket)

2 QAR-Plot

3a Utdrag ur QAR-utskrift, engine parameters
3b Utdrag ur QAR-utskrift, flight parameters

4 Utdrag ur CVR-utskrift

5 SAS Line Maintenance avisnings-instruktion vintern 91/92 – svensk version

6 NTSB:s kommentarer till utkast av slutrapport

Förkortningar

AC Alternate Current
Växelström

AOL All Operators Letters
Informationsbrev från tillverkare till operatörer

AOM Aircraft Operations Manual MD-80
SAS förarhandbok för MD-80

APU Auxiliary Power Unit
Reservkraftaggregat

ARCC Aeronautical Rescue Coordination Center
Flygräddningscentralen

ARTS Automatic Reserve Thrust System
System för automatisk dragkraftsökning

ATR Automatic Thrust Restoration
System för automatisk dragkraftsåterställning

ATS Auto Throttle System
System för automatisk reglering av gasreglagen

CLAMP Fixed throttles
Fixering av gasreglagen

CVR Cockpit Voice Recorder
Ljudregistrator i förarkabinen

DFDR Digital Flight Data Recorder
Flygdataregistrator

DFGC Digital Flight Guidance Computer
Digital styrkommandodator

DFGS Digital Flight Guidance System
Digitalt styrkommandosystem

EFIS Electronic Flight Instrument System
Elektroniskt system för presentation av flyginstrument

EGT Exhaust Gas Temperature
Utloppstemperatur

EPR Engine Pressure Ratio
Referensvärde för motorns dragkraft

FAA Federal Aviation Administration
Amerikanska luftfartsmyndigheten

FAR Federal Aviation Regulations
FAA-normer för luftfart

FF Fuel Flow
Bränsleflöde

FMA Flight Mode Annunciator
Systemstatuspresentation

FOD Foreign Object Damage
Skada av främmande föremål

FOM Flight Operations Manual
SAS flyghandbok

GA, G/A Go around
Pådrag efter avbruten landning

GCU Generator Control Unit
Generatorns kontrollenhet

KIAS Knots Indicated Air Speed
Indikerad kurshastighet i knop

LMH Line Maintenance Handbook
Underhållshandbok för SAS

METAR Aviation Routine Meteorological Report
Regelbunden meteorologisk rapport för luftfarten

N_1 Fan and low pressure rotor speed
Fläktens och lågtrycksrotorns varvtal

N_2 High pressure rotor speed
Högtrycksrotorns varvtal

NTSB National Transportation Safety Board
Amerikanska haverikommissionen

PLA Power Lever Angle
Gasreglagets läge

QAR Quick Access Recorder
Flygdataregistrator

RM Route Manual
SAS rutthandbok

SB Service Bulletin
Teknisk order eller direktiv

UTC Universal Time Coordinated
Universaltid

Blank page

Rapport C 1993:57

Ärende L-124/91

Rapporten färdigställd 1993-10-20

Luftfartyg; registrering och typ	**OY-KHO**, Douglas DC-9-81 (MD-81)
Tidpunkt för händelsen	1991-12-27 kl.08.51 *Anm:* All tidsangivelse avser svensk normaltid (SNT) = UTC + 1 timme
Plats	Gottröra, AB län (pos 5946N 1808E)
Typ av flygning	Linjefart
Väder	METAR Stockholm/Arlanda kl.08.50: Vind 360°/11 knop, sikt >10 km, lätt snöfall med avbrott, moln 2/8 stratus bas 600 fot, 6/8 stratus bas 800 fot, temp/daggpunkt -0°C/-1°C, QNH 1013 hPa Solens uppgång kl.08.48
Bankonditioner	Taxibanor kl.08.30: Våta eller vattensamlingar, is och packad snö, beläggning 50%, medeldjup 1 mm. Bana 08 kl.08.30: Våt eller vattensamlingar, beläggning 25%, medeldjup 1 mm, bromsverkan god
Antal ombord	*Besättning:* 6 *Passagerare:* 123[1]
Personskador	8 allvarligt skadade, 84 lindrigt skadade, övriga oskadade
Skador på luftfartyget	Totalhaveri
Befälhavarens ålder, certifikat	44 år, D-certifikat (danskt)
Befälhavarens flygtid	8 020 timmar, varav på typen 590 timmar
Bitr förarens ålder, certifikat	34 år, B-certifikat med instrumentbehörighet
Bitr förarens flygtid	3 015 timmar, varav på typen 76 timmar

Statens haverikommission (SHK) underrättades den 27 december 1991 kl.09.11 om att ett luftfartyg med registreringsbeteckningen OY-KHO havererat samma dag kl.08.51 kort efter starten från Stockholm/Arlanda flygplats, AB län.

Händelsen har utretts av SHK som företrätts av Olof Forssberg – ordförande, S-E Sigfridsson – överlevnadsaspekter, Nils Benker – flygoperativa frågor, Henrik Elinder – flygtekniska frågor, Rune Lundin – haveriplatsundersökning och Jan Mansfeld – räddningstjänstfrågor.

[1] En av passagerarna var ett barn under två år som enligt internationell praxis registreras i passagerarlistan tillsammans med vårdnadshavaren med beteckningen "infant".

SHK har biträtts av följande experter:

Flygtekniska frågor
Johan Claesson, Stig Laurell, Timo Pettersson, Bengt Rehn och Nils Sundin,

Flygplansstruktur
Sten Öberg,

Flygoperativa frågor
Jorma Eloranta,

Kabinsäkerhet
Agnetha Dahlqvist,

Medicin
Lars Laurell och Henry Lorin,

Utbildningsfrågor m.m.
Sture Boström och Kristina Pollack,

Polisverksamhet
Bertil Enemo.

Utredningen har följts av:

- *Luftfartsverket*,
- *National Transportation Safety Board (NTSB)*, USA
  - genom Thomas E. Haueter,
- *Havarikommissionen for Civil Luftfart (HCL)*, Danmark
  - genom C.E. Hjort Pedersen.

SHK har för yttrande sänt ett utkast av slutrapporten till NTSB och HCL. NTSB:s yttrande är fogat till slutrapporten som bilaga 6.

Sammanfattning

Flygplanet som brukades av Scandinavian Airlines System (SAS) startade den 27 december 1991 kl.08.47 från Stockholm/Arlanda flygplats. Det hade landat på Stockholm/Arlanda ca kl.22.10 dagen innan och stått parkerat utomhus under natten. Före starten avisades flygplanet.

Befälhavaren utförde en s.k. rullande start som fram till rotationen förlöpte normalt. I samband med lättningen hörde befälhavaren ett onormalt ljud som han inte kunde identifiera. Ljudet registrerades av flygplanets ljudregistrator (CVR) som ett svagt brummande.

Efter ca 25 sekunders flygning började den högra motorn att pumpa. Befälhavaren drog tillbaka motorns gasreglage något, dock utan att pumpningarna upphörde. Pumpningarna fortsatte tills motorn slutade att ge dragkraft 51 sekunder efter det att pumpningarna börjat.

När flygningen varat i ca 65 sekunder började också den vänstra motorn att pumpa, vilket förarna aldrig uppfattade innan även den motorn tappade dragkraften. Detta skedde två sekunder efter det att den högra motorn hade havererat.

Sedan motorerna havererat förberedde besättningen nödlandning. När flygplanet kom helt fritt från moln på 300 till 250 m höjd valde befälhavaren att försöka nödlanda på ett fält i stort sett i flygriktningen, nordost om Stockholm/Arlanda. Under inflygningen till det valda fältet kolliderade flygplanet med träd. Därvid slets större delen av den högra vingen av. Flygplanet slog i marken med stjärten först. Efter nedslaget hasade flygplanet på marken ca 110 m innan det stannade. Flygplanskroppen bröts i tre delar vid nedslaget och under den efterföljande uppbromsningen på marken. Brand uppstod inte. Samtliga ombordvarande överlevde, de flesta fysiskt oskadade. En passagerare ådrog sig en invalidiserande ryggskada. Förutom fyra personer tog sig alla själva ut ur flygplanet.

Statens haverikommission (SHK) finner att haveriet orsakades av att SAS instruktioner och procedurer var otillräckliga för att säkerställa att klaris avlägsnades från flygplanets vingar före starten. Härigenom kom flygplanet att starta med klaris på vingarna. I samband med lättningen lossnade klaris och sögs in i motorerna. Isen förorsakade skador i motorernas fläktsteg, vilket ledde till motorpumpningar. Pumpningarna förstörde motorerna.

Bidragande orsaker var:

- Förarna var inte utbildade att identifiera och avhjälpa motorpumpningar.
- ATR – som var okänt inom SAS – aktiverades och ökade motorpådraget utan förarnas vetskap.

Som ett resultat av utredningen lämnar SHK 15 rekommendationer.

1 Faktaredovisning

1.1 Redogörelse för händelseförloppet

Ett flygplan av typen DC-9-81 som brukades av Scandinavian Airlines System (SAS) och var registrerat i Danmark med beteckningen OY-KHO, landade på Stockholm/Arlanda flygplats den 26 december 1991 kl.22.09. Det kom från Zürich och hade flugits på marschhöjder där ytterlufttemperaturen varierade mellan -53 och -62°C. Flygningen på dessa höjder hade varat ca 1 timme och 40 minuter. Vid landningen fanns det kvar ca 2 550 kg bränsle i varje vingtank.

Efter landningen parkerades flygplanet på plats 2 vid utrikesterminalen. Under natten gjorde en flygtekniker tillsyn av flygplanet. Han var tvungen att rengöra flygplanets landställ från snöslask för att kunna inspektera det. När han lämnade flygplanet den 27 december ca kl.02.00, konstaterade han att is hade bildats på vingarnas översida. Ytterlufttemperaturen hade fram till dess varit +1°C.

Flygplanet skulle på morgonen den 27 december flygas till Köpenhamn på SAS linje SK 751 med avgång enligt tidtabell kl.08.30.

Den mekaniker som svarade för avlämningen av flygplanet på morgonen den 27 december konstaterade omkring kl.07.30 frostbeläggning på vingarnas undersida. Han undersökte därför om det fanns is på den vänstra vingens översida genom att klättra upp på en stege, placera ena knäet på vingen och med handen känna på den främre delen av vingen. Han fann ingen is men däremot snöslask. Han kontrollerade genom att gå upp på en stege den vänstra motorns luftintag och fann inget onormalt. Ytterlufttemperaturen hade kl.06.50 sjunkit till +0°C. Kl.08.20 registrerades ytterlufttemperaturen -0°C.

Flygplanet tankades med 1 400 kg bränsle och var klart att avisas kl.08.30. Mekanikern hade efter samråd med befälhavaren beställt avisning även på undersidan av vingarna med anledning av den frost som de hade sett där. Någon diskussion om klaris hade inte förekommit.

Vid avisningen av vingarnas översida beordrade mekanikern efter en första besprutning av avisningsvätska ytterligare avisning för att försäkra sig om att vingarna skulle bli fria från snöslask. Vid avisningen förbrukades totalt 850 l avisningsvätska typ I. Temperaturen på vätskan var ca 85°C. Efter avisningen undersökte mekanikern inte om det fanns någon klaris på vingarnas översida, eftersom han dessförinnan inte funnit någon sådan.

Den som manövrerade sprutmunstycket på avisningsbilen har uppgett att han såg att någon av de fyra indikeringssnoddar som var fästade på varje vinges översida rörde sig under besprutningen. En passagerare som satt på fönsterplats har uppgett att snoddarna på den vinge som han kunde se genom fönstret inte rörde sig under besprutningen.

Mekanikern rapporterade till befälhavaren: »Ja klar med avisning.« Under motorstartproceduren frågade befälhavaren: »Och de fick renset fint med under vingen?« Svaret blev: »Ja det var mycket is och snö, nu är det fint, det är perfekt du.« Denna del av konversationen mellan befälhavaren och mekanikern avslutades med befälhavarens: »Det lyder bra nok, tack.«

Medan avisningen av flygplanet pågick gjorde förarna en rutinmässig genomgång om bl.a. utflygningsförfarandet från Stockholm/Arlanda. Därvid nämnde befälhavaren beträffande förfarandet i händelse av motorbortfall: »Engine failure follow... 2000...den er meget generell.«

Efter motorstart taxade befälhavaren flygplanet till bana 08. Motoravisningssystemen var tillslagna för båda motorerna och det fanns inga indikeringar på fel i systemen. Under uttaxningen förde han till en början flygplanet något vid sidan av en sträng med snöslask. Snösträngen korsades slutligen i låg fart. Genomsnittsfarten under taxningen, som tog ca två och en halv minut, var 15 knop (28 km/tim). Befälhavaren utförde en s.k. rullande start som fram till rotationen förlöpte normalt. Den automatiska regleringen av gasreglagen var inkopplad (Auto Throttle System, ATS)[1].

Befälhavaren började rotera flygplanet kl.08.47.07. Tre passagerare har sagt att de såg is lossna från vingarnas översida när flygplanet lyfte. Samtidigt hörde befälhavaren ett onormalt ljud som han inte kunde identifiera. Ljudet registrerades av flygplanets ljudregistrator (CVR) som ett svagt brummande.

Efter ca 25 sekunders flygning uppfattades smällar, vibrationer och ryckningar i flygplanet. Ryckningarna upplevdes som upprepade kraftiga inbromsningar.

Förarna förstod att motorstörningar uppstått och härledde med hjälp av motorinstrumenten störningarna till höger motor. Styrmannen sade: »...tror det är kompressorstall.« Befälhavaren har uppgett att han - på grund av vibrationerna och de snabba ändringarna i den digitala presentationen - hade svårigheter att avläsa motorinstrumenten. Han drog tillbaka höger motors gasreglage något, dock utan att störningarna upphörde. Avdraget registrerades som en minskning från 1,904 EPR[2] till 1,870 EPR. Flyghöjden var då ca 2 000 fot (600 m)[3] och 43 sekunder hade förflutit sedan rotationen började.

Av flygplanets färdregistratorer kan utläsas att motorpumpningar förekom. På höger motor registrerades den första pumpningen 25 sekunder efter rotationen. Flygplanet var då på 1 124 fots höjd (343 m) och i moln. Autopiloten var inte inkopplad. Enligt färdregistratorerna övergick samtidigt regleringen av gasreglagen till ett automatiskt reglerat, med höjden ökande, gaspådrag. Detta indikerades diskret på instrumentpanelen men uppmärksammades inte av förarna.

På vänster motor registrerades den första pumpningen 64 sekunder efter rotationen. Förarna uppfattade aldrig att den vänstra motorn pumpade.

---

[1] Systemet beskrivs i 1.6.4.4.

[2] Engine Pressure Ratio (EPR) anger förhållandet mellan motorns totala utlopps- och inloppstryck och är ett referensvärde för motorns dragkraft.

[3] Angivna höjder är flygplanets höjd över havsytans medelnivå (MSL), om inte annat anges. Stockholm/Arlanda ligger 123 fot (40 meter) och haveriplatsen 82-115 fot (25-35 meter) MSL.

Ett försök att koppla in autopiloten på 2 616 fots höjd (797 m) misslyckades och aktiverade röstvarningen »Autopilot«. Varningen fortsatte under resten av flygningen.

Den högra motorn havererade 51 sekunder efter det att den första motorpumpningen hade registrerats. Den vänstra motorn havererade två sekunder senare, 78 sekunder efter rotationen. Flygplanets indikerade fart var då 196 knop (363 km/tim) och den indikerade flyghöjden 3 206 fot (977 m). Strax därefter nådde flygplanet sin högsta indikerade höjd 3 318 fot (1 011 m).

Något senare slocknade de två EFIS-bildskärmarna framför befälhavaren. Han gjorde inget försök att återfå EFIS-presentationen utan var under resten av flygningen hänvisad till ett mindre reservinstrument för sin flyglägesinformation.

Styrmannen har uppgett att han i samband med att motorerna stannade för första gången uppfattade varningsindikeringar från motorinstrumenten och konstaterade att utloppstemperaturerna var över 800°C. Brandvarning för vänster motor erhölls 13 sekunder efter det att all dragkraft upphört. Styrmannen utlöste då motorns brandsläckningssystem. En grå rök uppmärksammades i främre delen av flygplanet. Brandindikeringen upphörde efter 26 sekunder.

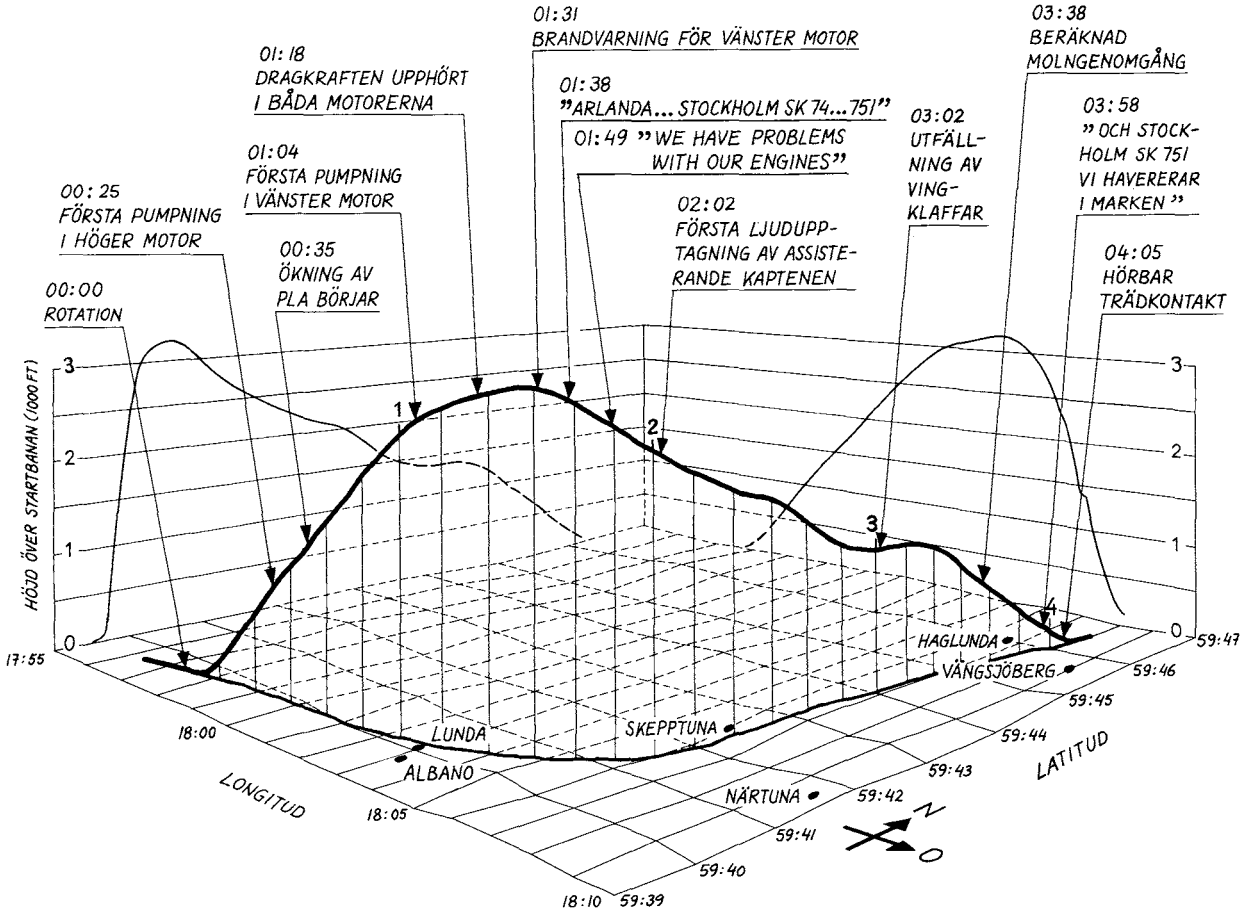
Den flygvärdinna som satt på kabinens bakre klaffsäte gjordes av en flygkapten på privat resa uppmärksam på att den högra motorn pumpade. Hon försökte via interntelefonen nå befälhavaren för att meddela detta utan att lyckas. Hon fick senare fram meddelandet till pursern, som vidarebefordrade det till befälhavaren.

En uniformerad SAS-kapten som satt på plats 2C uppfattade att besättningen hade problem. Han skyndade in i förarkabinen och frågade om han kunde hjälpa till. Styrmannen gav honom nöd/felchecklistan och befälhavaren uppdrog åt honom att starta reservkraftaggregatet (APU). Rösten från den assisterande kaptenen registrerades första gången två minuter och två sekunder efter rotationen när han yttrade: »Titta rakt fram.« Han anmodade sedan flera gånger befälhavaren att »titta rakt fram«.

Sedan motorerna tappat all dragkraft, förberedde besättningen nödlandning. Befälhavaren började glidflyga flygplanet i en svag vänstersväng, som avbröts på i stort sett nordlig kurs. Samtidigt anmälde styrmannen till Stockholm kontroll att man hade problem med motorerna och bad att få återvända till Stockholm/Arlanda. Flygledaren gav direktiv om högersväng för att leda flygplanet tillbaka för landning på Stockholm/Arlanda (bana 01). Befälhavaren fortsatte dock glidflygningen på den nordliga kursen. Befälhavaren ropade flera gånger: »Prepare for On Ground Emergency.« Kommandot vidarebefordrades bakåt en gång av den assisterande kaptenen. Pursern gjorde en fullständig annonsering över högtalarsystemet i enlighet med beskedet.

När flygplanet var ca 420 m över marken och ännu befann sig i moln började den assisterande kaptenen att gradvis fälla ut klaffarna. Enligt färdregistratorerna var hastigheten då ca 165 knop. Klaffarna var fullt utfällda ca 30 sekunder senare på en höjd av ca 300 m över marken. På flyghöjden ca 340 m över marken yttrade befälhavaren: »Flaps eh ... eh«, varpå den assisterande kaptenen svarade: »Ja, vi har flaps, vi har flaps, titta rakt fram, titta rakt fram!«

Flygplanets flygbana



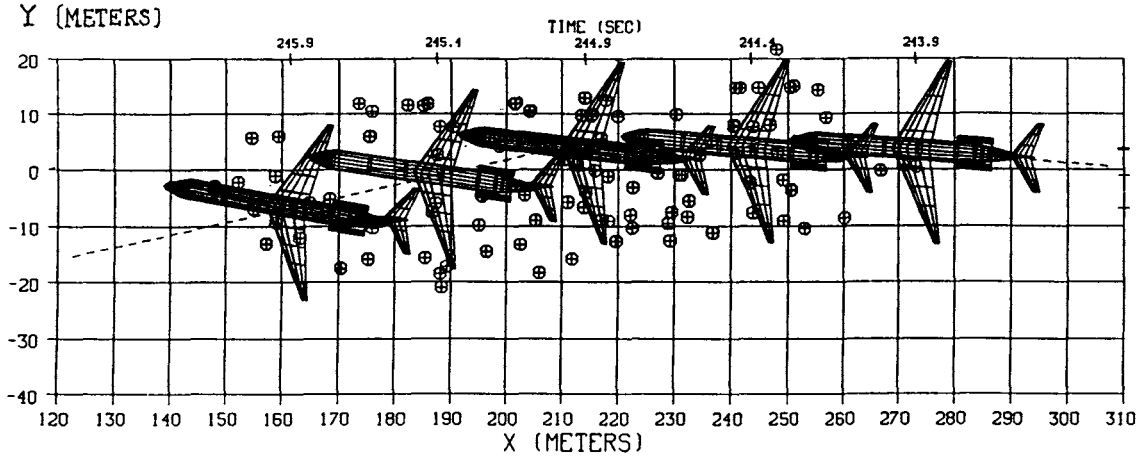
När flygplanet kom helt fritt från moln på 300–250 m (980–820 fot) höjd bedömde befälhavaren att ett stort fält långt ut till höger inte kunde nås. I stället valde han att försöka nödlanda på ett fält i stort sett i flygriktningen, nordost om Stockholm/Arlanda. Under inflygningen till fältet korrigerade befälhavaren kursen ca 25° åt höger för att undvika hus längre fram i den tänkta landningsriktningen.

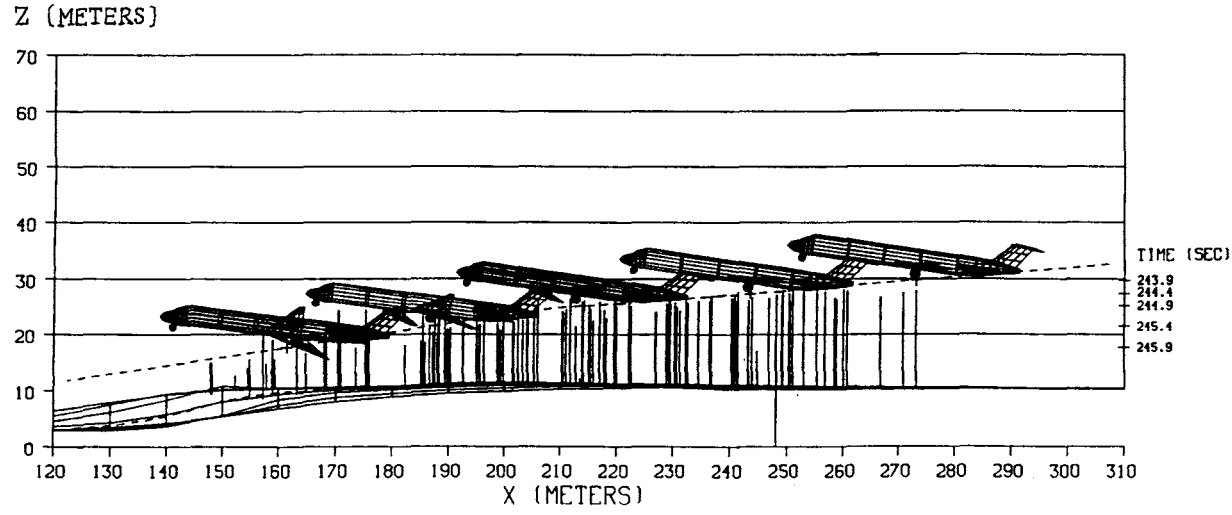
Sjutton sekunder innan flygplanet slog i marken frågade styrmannen: »Ska vi ta ut hjulen?« Detta besvarades av den assisterande kaptenen genom utropet: »Ja gear down, gear down.« Åtta sekunder senare, då flyghöjden var 56 m, rapporterade styrmannen till Stockholm kontroll: »Och Stockholm SK 751, vi havererar i marken nu.« Ytterligare sju sekunder senare registrerades på CVR ljudet av kontakt med träd.

Enligt färdregistratorerna var landstället utfällt och låst ungefär samtidigt som flygplanet träffade de första träden. Farten hade då minskat till 121 knop. Större delen av den högra vingen slets av och flygplanet började luta åt höger. Den sista fartregistreringen en sekund före nedslaget var 107 knop vid 19,7° sidlutning höger.

Fyra minuter och sju sekunder efter rotationen slog flygplanet i sluttande mark med stjärten först. Vid markislaget registrerades en sidlutning åt höger av 40,1°. Efter nedslaget hasade flygplanet på marken ca 110 m innan det stannade. Flygplanskroppen bröts i tre delar vid nedslaget och under den efterföljande uppbromsningen på marken. Brand uppstod inte. Samtliga 129 ombordvarande överlevde. Förutom fyra personer tog sig alla själva ut ur flygplanet.

Flygningens slutfas





1.2 Personskador

	Besättning	*Passagerare*	*Övriga*	*Totalt*
Omkomna	-	-	-	-
Allvarligt skadade	1	7	-	8
Lindrigt skadade	3	81	-	84
Inga skador	2	35	-	37
Totalt	**6**	**123**[4]	**-**	**129**

1.3 Skador på luftfartyget

Flygplanet totalförstördes vid nedslaget.

[4] En av passagerarna var ett barn under två år som enligt internationell praxis registreras i passagerarlistan tillsammans med vårdnadshavaren med beteckningen "infant".

1.4 Andra skador

Strax före markislaget kolliderade flygplanet med ett antal grova barrträd. Inom ett område med en längd av ca 125 m och en bredd motsvarande flygplanets spännvidd bröts träd av.

Vid tillfället var marken tjälfrusen och täckt med några cm snö. Vid flygplanets markislag uppstod begränsade markskador på en gräsbevuxen inäga.

Efter trädkollisionen spreds ca 3 600 l flygbränsle från höger vingtank ut över två områden om ca 900 m^2 vardera. Från vänster vingtank omhändertogs ca 250 l kvarvarande bränsle vid saneringsarbetet. Återstoden, ca 3 300 l, spreds vid nedslaget ut över en ca 900 m^2 stor yta.

Ca 100 l hydraulvätska rann ut i nedslagsområdet.

Vid den sanering av bränsle som gjordes grävdes ett antal dräneringsdiken för uppsamling av flygbränsle och hydraulvätska.

1.5 Besättningen

1.5.1 Befälhavaren

Kön	Man
Ålder	44 år
Certifikat	D-certifikat (danskt)

Flygtid (timmar)

Senaste	*24 timmar*	*90 dagar*	*Totalt*
Alla typer	3	154	8 020
Denna typ	3	154	590

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 101
Inflygning på typen avslutades 1990-07-25.
Senaste PFT (periodisk flygträning) genomfördes 1991-09-29 i DC-9-80 simulator.
Senaste kontrollflygning (Supervision flight) 1991-09-26.

Han fick sin flygutbildning i det danska flygvapnet, där han flög F 104 Starfighter för att därefter övergå till DC-3. Han anställdes som flygförare i SAS år 1979. Där flög han DC-9 fram till år 1984. Därefter flög han Fokker F-27 fram till år 1990. Den 24 augusti 1990 godkändes han som befälhavare på MD-80.

1.5.2 Styrmannen

Kön Man
Ålder 34 år
Certifikat B-certifikat med instrumentbehörighet

Flygtid (timmar)

Senaste	*24 timmar*	*90 dagar*	*Totalt*
Alla typer	0	74	3 015
Denna typ	0	74	76

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 47
Inflygning på typen avslutades 1991-11-13.
Klar för linjetjänst (Base release) 1991-12-13.

Han fick sin flygutbildning i det svenska flygvapnet, där han huvudsakligen flög AJ 37 Viggen. Han anställdes som flygförare i SAS år 1987. Han tjänstgjorde de första fyra åren som System Operator på DC-10. Under tre av de åren var han instruktör.

1.5.3 Kabinbesättningen

	Kön/ålder	*Flygtid, timmar*	*Senaste nödträning*	*Flygtid senaste 24 timmar före aktuell flygning*
1	Kvinna, 45 år (Purser)	8 058, varav på DC-9 6 472	1991-12-04	0
2	Kvinna, 26 år	1 967, allt på DC-9	1991-09-10	4 tim. 31 min.
3	Man, 26 år	1 248, allt på DC-9	1991-10-12	2 tim. 12 min.
4	Kvinna, 33 år	1 280, allt på DC-9	1991-08-29	0

1.6 Luftfartyget

1.6.1 Grunddata

Ägare:	Kastrup Aircraft Limited 2-2-1 Ohtemachi, Chiyoda-ku Tokyo 100, Japan
Brukare:	Scandinavian Airlines System Frösundaviks Allé 1 161 87 Stockholm, Sverige
Typ:	McDonnell Douglas DC-9-81 (MD-81)
Serienummer:	53 003
Tillverkningsår:	1991
Flygvikt:	Max tillåten 64.410 kg (142.000 lbs), aktuell 55.017 kg (121.290 lbs)
Tyngdpunktsläge:	Inom tillåtna gränser (17 % MAC/LIZFW 24 vid start)
Motorfabrikat:	Pratt & Whitney
Motormodell:	JT8D-217C (JT8D-219 derated)
Antal motorer:	2
Bränsle som tankats före händelsen:	Jet A1
Total flygtid:	1 608 timmar
Antal cykler:	1 272
Gångtid sedan senaste periodiska tillsyn:	
Daglig tillsyn	0 timmar
Veckotillsyn	19 timmar
A3-tillsyn	159 timmar
Vänster motor	S/N P725828D
Total gångtid:	1 608 timmar
Antal cykler:	1 272
Höger motor	S/N P725833D
Total gångtid	1 608 timmar
Antal cykler	1 272

För flygplan OY-KHO var utfärdat ett danskt Luftdygdighetsbevis Nr 2564, gällande till den 30 juni 1992.

1.6.2 Flygplanstypen MD-81

1.6.2.1 Certifiering

Den officiella beteckningen för flygplanstypen är DC-9-81. Denna får kompletteras med förkortningen MD-81 men endast tillsammans med den officiella beteckningen.

Flygplanstypen är grundversionen i den s.k. MD-80-serien (tidigare Super 80) tillverkad av McDonnell Douglas i Kalifornien, USA. MD-80-serien är en utveckling av flygplanstypen DC-9. Flygkroppen är 45,1 m lång och vingarna har en spännvidd av 32,9 m. Flygkroppens tvärsnittssektion är samma som på DC-9.

MD-81 certifierades av den amerikanska luftfartsmyndigheten FAA den 26 augusti 1980. Certifieringen baserades på typcertifieringen av flygplan DC-9 från den 23 november 1965.

Styrande för certifieringsgranskningen var de federala amerikanska reglerna, Federal Aviation Regulations (FAR). Vid certifieringen angavs - i kabinsäkerhetshänseende - att flygplanet skulle uppfylla kraven i FAR kap. 25 med ändringar (amendments) 25-1 t.o.m. 25-40. Ändring 25-40 trädde i kraft den 2 maj 1977. Senare ändringar behövde inte tillämpas.

1.6.2.2 Utformning av bränsletankar

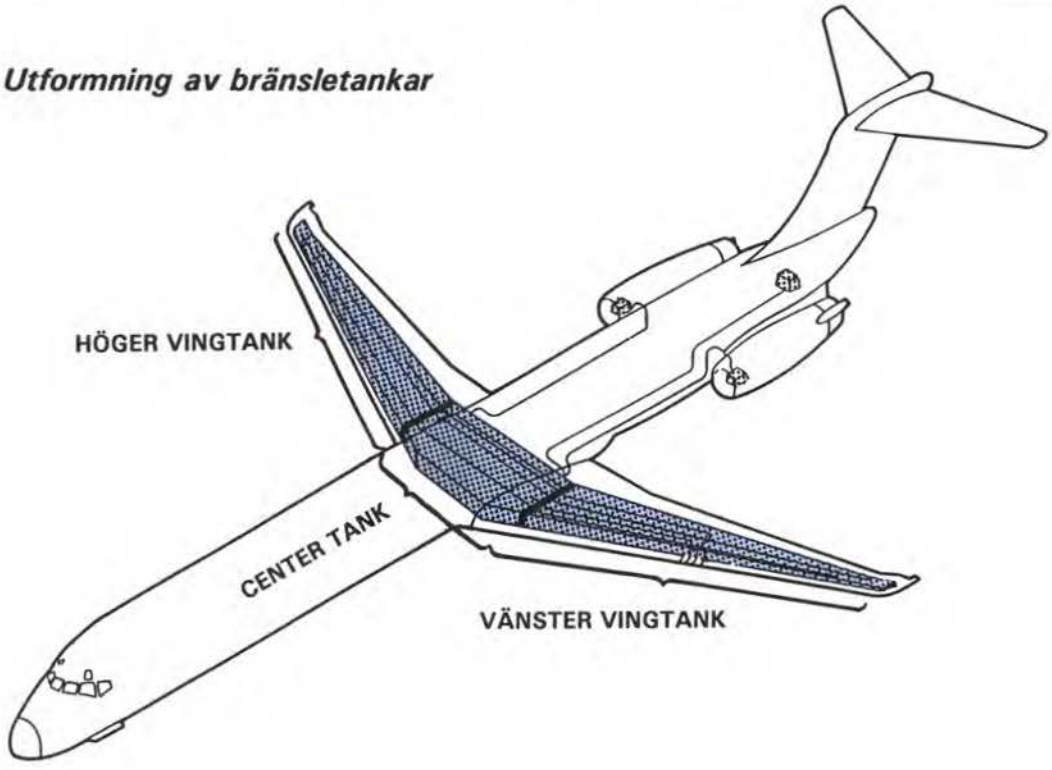
MD-81 har tre separata bränsletankar:

	Kapacitet
Centertank	9 340 kg
Vänster huvudtank (vingtank)	4 200 kg
Höger huvudtank (vingtank)	4 200 kg
Total kapacitet vid densitet 0,803 kg/liter:	**17 740 kg (22 092 l)**

Centertanken, som är den enda kroppstanken på MD-81, är delvis förlagd ut i vingarna och skild från vingtankarna genom ett skott ca 1,6 m från flygplanskroppen. Där ligger också vingtankarnas lägsta punkt och största djup. Tankarna är av s.k. integraltyp vilket innebär att tankarnas yttre hölje utgörs av själva ving- och kroppsstrukturen som gjorts vätsketät. Centertanken försörjer båda motorerna med bränsle. Varje vingtank försörjer normalt den motor som ligger på samma sida om flygplanskroppen som tanken. Centertanken töms normalt först, därefter töms vingtankarna.

Trycktankning görs från en central påfyllningspanel i ena vingen. Fyllningsledningarna för vingtankarna mynnar ut i vingtankarnas yttre ände (invid vingspetsen) som ligger nära tankarnas högsta punkt.

Utformning av bränsletankar



1.6.3 Motorer

1.6.3.1 Allmänt

Motorn på MD-81 är en vidareutveckling av motorn på DC-9. Bl.a har de två fläktstegen ersatts av ett fläktsteg och luftintagsarean ökats med ca 30 %.

Varje motor är monterad på en pylon som sitter på flygplanskroppens bakre del. Motorns centrumlinje ligger ca 1,0 m utanför kroppen och ca 0,8 m ovanför vingarnas översida. Luftintagsdiametern är ca 1,2 m.

Motorn är av turbofläkttyp. Den har två rotorer, en lågtrycksrotor och en högtrycksrotor som var och en består av en kompressor och en turbin samt mellanliggande rotoraxel. Framför lågtryckskompressorn finns på samma rotoraxel en fläkt som dels accelererar luft genom en yttre fläktkanal som omsluter kärnmotorn och dels matar kompressorerna i kärnmotorn med luft.

1.6.3.2 Dragkraft

Motorversionen 217C är certifierad för att utveckla en maximal dragkraft på 20 850 lbs (9 457 kp) under högst fem minuter (tio minuter vid enmotorflygning). Maximalt tillåten turbinutloppstemperatur (Exhaust Gas Temperature, EGT) är 625°C under fem minuter och 630°C under två minuter. För att minska motorslitage och buller utnyttjas normalt inte maximal dragkraft vid start.

Den önskade dragkraften beräknas normalt av Thrust Rating Computer i DFGS (se 1.6.4.1) och kan kontrolleras av förarna med hjälp av tabeller.

Följande definierade dragkraftsnivåer enligt SAS AOM MD-80 vol 2 är av intresse:

MAX TAKEOFF (MTO)
Certifierad maximalt tillåten startdragkraft. Dragkraften uppnås i EPR-intervallet 1,99–1,83.

NORMAL TAKEOFF (NTO)
Fast reducerad MTO-dragkraft. Dragkraften uppnås i EPR-intervallet 1,93–1,77.

GO-AROUND (G/A)
Dragkraft vid pådrag efter avbruten landning. Dragkraften uppnås i EPR-intervallet 1,96–1,82.

CLIMB (CL)
Dragkraft vid normal stigning efter start. Dragkraften uppnås i EPR-intervallet 2,08–1,64. I det aktuella fallet skulle CLIMB-EPR ha varit 1,86 på 1 500 fots flyghöjd.

1.6.3.3 Motorpumpning

Aerodynamiska störningar i en kompressor i drift kan leda till motorpumpning. Detta inträffar när kompressorn vid högt effektuttag inte längre förmår att komprimera den inkommande luften till det tryck som råder i motorns brännkammare. Luftströmmen vänder då plötsligt och skjuts med våldsam kraft i motsatt riktning och en pumpning uppstår. Om förutsättningarna är gynnsamma återhämtar sig motorn vanligtvis direkt när trycket i kompressor och brännkammare minskar. Men om de ursprungliga aerodynamiska störningarna kvarstår kan en ny pumpning snabbt utvecklas. Normalt upphör upprepade pumpningar om effektuttaget minskas tillräckligt.

Motorpumpning innebär mycket stora termiska och mekaniska påfrestningar som kan medföra skador på motorn. Speciell inspektion krävs vanligtvis när en motor har pumpat.

Pumpningsmarginal är ett sätt att uttrycka motorns motståndskraft mot aerodynamiska störningar. Större marginal ger bättre förutsättningar för motorn att klara yttre och inre aerodynamiska störningar utan att utveckla motorpumpning. Pumpningsmarginalen varierar mellan motortyper och motorindivider. Skador eller slitage på fläktblad, kompressorblad eller ledskenor och stort spel mellan blad och yttre tätningar är faktorer som kan ge upphov till aerodynamiska störningar i en kompressor. Störningarna kan förändra förhållandet mellan rotorernas varvtal vilket kan minska pumpningsmarginalen.

En jämförelse mellan motortypen på MD-81 och andra motortyper på marknaden av samma kategori inklusive motortypen på DC-9 visar att nytillverkade motorer av dessa typer har ungefär samma pumpningsmarginal.

1.6.3.4 Konstruktionsbestämmelser avseende insugning av främmande föremål i motorerna

I konstruktionsbestämmelser för flygplanstypen (FAR part 25 och part 33) finns krav gällande motorernas tålighet mot insugning av främmande föremål samt regler för motorernas placering.

Berörda FAR-bestämmelser kan sammanfattas enligt följande:

FAR 33.77 – Insugning av främmande föremål
Motorerna skall under normala driftförhållanden tåla insugning av främmande föremål (max 2,14 kg) som förutsätts vara fåglar, is, hagel eller vatten. Med is avses sådan is som kan bildas i luftintaget under flygning. Motorn skall tåla insugning av vatten i viss mängd samt hagel med specificerad storlek och intensitet.

FAR 25.1091 – Luftmatning
Flygplanet skall vara konstruerat så att vatten och slask på start- och taxibanor inte kan sugas in i motorernas luftintag i skadliga mängder. Luftintagen skall vara så placerade att risken för insugning av främmande föremål minimeras.

1.6.4 Automatiska system

1.6.4.1 Digital Flight Guidance System (DFGS)

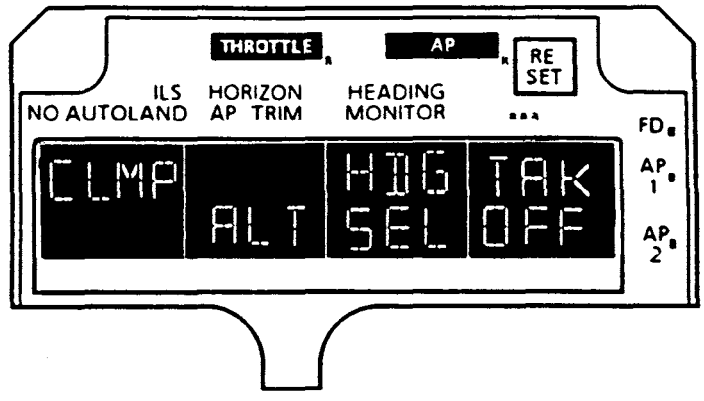
DFGS är ett dubblerat autopilot- och navigationssystem som har till uppgift att reducera förarnas arbetsbelastning. Autopiloten är certifierad för användning från 200 fots höjd över marken efter start. I systemets två huvuddatorer Digital Flight Guidance Computer (DFGC) har integrerats ett antal funktioner såsom Flight Director (FD), Thrust Rating Computer (TRC), Auto Throttle System (ATS), Automatic Reserve Thrust System (ARTS), Automatic Thrust Restoration (ATR) m.fl. Under drift är båda DFGS-systemen aktiva och förser respektive förare med flyginformation och kommandon.

1.6.4.2 Flight Mode Annunciator (FMA)

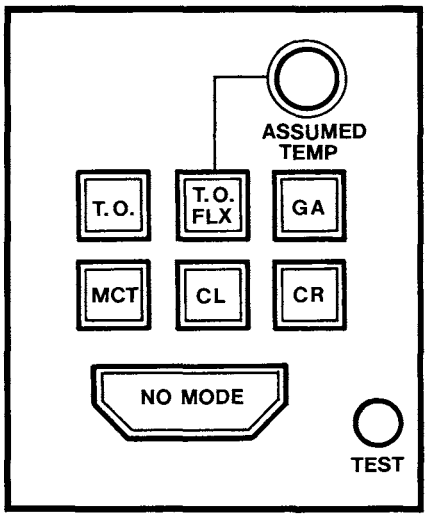
FMA har till uppgift att ge varje förare information om aktuell status på DFGS.

Informationen presenteras i indikeringsfönster på instrumentets panel.

Instrumentpanelen innehåller två identiska FMA.



1.6.4.3 EPR Select Panel



På EPR select panel, som är placerad på den mittre instrumentpanelen, kan förarna välja önskad dragkraftsnivå (se 1.6.3.2).

För val av dragkraftsnivå finns knappar på panelen. När en knapp trycks in tänds den.

Thrust Rating Computer (TRC) beräknar därefter aktuellt EPR för den dragkraftsnivå som anges på EPR Select Panel.

Informationen påverkar bl.a Auto Throttle System (ATS).

1.6.4.4 Auto Throttle System (ATS)

ATS är en DFGS-funktion som automatiskt manövrerar motorernas gasreglage (throttles). Manövreringen av gasreglagen sker samtidigt och lika. Motorerna synkroniseras inom ett begränsat område till samma EPR. Föraren kan alltid manuellt övermanna gasreglagen eller omedelbart koppla ur automatiken med strömbrytare på gasreglagen.

Under startförloppet på banan kopplas gasreglagens automatiska reglerfunktion bort vid en fart av 60 KIAS. Reglagen stannar då i det läge de befinner sig genom en sk CLAMP-funktion. CLAMP-funktionen upphör så snart en annan dragkraftsnivå väljs.

1.6.4.5 Automatic Thrust Restoration (ATR)

Vissa flygbolag, dock inte SAS, utnyttjar speciella procedurer för motoravdrag under stigning efter start för att minska buller (Noise abatement thrust cutback procedures). I samband med godkännandet av dessa procedurer lämnade FAA vissa synpunkter. Dessa ledde till att flygplanstypen utrustades med ett system som vid motorbortfall automatiskt ökar dragkraften på den andra motorn. Systemet, som fungerar oberoende av ARTS, certifierades i mars 1983 och infördes därefter som standard oberoende om den speciella startproceduren användes eller inte. Först år 1992 infördes benämningen Automatic Thrust Restoration (ATR) i FAA Approved Airplane Flight Manual och i MDC Flight Crew Operating Manual. I rapporten använder SHK genomgående benämningen ATR, trots att denna benämning inte var införd vid tiden för haveriet.

ATR är i likhet med ARTS en DFGS-funktion och registrerar om en motor stannar. Vid aktivering av ATR upphör CLAMP-funktionen, aktiveras ATS åter och går dragkraftsnivån automatiskt över till G/A vilket motsvaras av ett »aktivt« och vanligtvis högre EPR (ökar vid ökad fart och höjd). Om ATS är inkopplat och EPR för G/A är högre än EPR för NTO innebär detta att motorernas gasreglage automatiskt kommer att manövreras framåt till dess någon motors dragkraft når EPR för G/A.

ATR *armeras* automatiskt om följande tre förutsättningar är uppfyllda.

- Flight Director pitch axis är inställd för Takeoff.
- Flygplanets höjd över marken är mer än 350 fot.
- Båda motorernas aktuella EPR understiger EPR för G/A.

ATR *aktiveras* automatiskt bl.a. när motorernas EPR skiljer 0,25 eller mer samtidigt som differensen mellan motorernas N_1-varvtal är 7 % eller mer i samma riktning.

Någon särskild indikeringslampa som visar att ATR har aktiverats finns inte men förarna kan uppmärksamma detta genom att:

- »CLMP«-indikeringen på FMA ändrats till »EPR G/A«.
- »T.O.«-knappen slocknat och »GA«-knappen tänts på EPR Select Panel.
- Gasreglagen rör sig framåt.

Enligt vad som framkommit under utredningen saknades inom SAS kännedom om ATR vid tiden för haveriet. Beskrivning av ATR fanns dock i FAA Approved Flight Manual under rubriken »Manual Thrust Cutback Procedures for Noise Abatement« samt i McDonnell Douglas' Flight Crew Operating Manual under rubriken »Select Flight Director/Autopilot Takeoff Mode«. Systemet ingick däremot inte i flygplanstillverkarens interna tekniska underlag för leveransprovflygning, Production Flight Procedure Manual (PFPM).

1.6.4.6 Automatic Reserve Thrust System (ARTS)

ARTS, som är en DFGS-funktion, är en förutsättning för att flygplanstypen skall få användas med fast reducerad startdragkraft (NTO). Syftet med ARTS är att vid enmotorbortfall säkerställa maximal startdragkraft (MTO) på den fungerande motorn.

Vid start med NTO-dragkraft *armeras* ARTS automatiskt innan flygplanet lättar under förutsättning att ARTS-strömställaren står i läge »AUTO«.

ARTS registrerar ett dragkraftsbortfall genom att jämföra motorernas N_1-varvtal och *aktiveras* vid en varvtalsdifferens på 30,2 % under minst 0,05 sekunder under förutsättning att båda motorernas N_1-varvtal samtidigt överstiger 64 %. Förarna uppmärksammas på att ARTS har aktiverats genom att en indikeringslampa, »ART«, tänds på instrumentpanelen. När ARTS aktiveras ökas bränsleflödet till båda motorerna i ett steg genom inverkan av en elektriskt styrd ventil på varje motors bränsleregulator.

Systemet fungerar oberoende av ATS och påverkar inte gasreglaget. Det kopplas bort genom att ARTS-strömställaren slås ifrån.

1.6.4.7 Bränsleregulator (FCU)

På varje motor finns en bränsleregulator som styr bränsleflödet. Den får information om bl.a. gasreglageläge, rotorvarvtal, ytterlufttemperatur och brännkammar-

tryck. Baserat på denna information beräknas och regleras bränsleflödet till motorns bränslespridare.

1.6.5 Andra berörda flygplanssystem

1.6.5.1 Electronic Flight Instrument System (EFIS)

Flygplanet har två oberoende EFIS-system som vardera innehåller två färgbildskärmar (Display Unit, DU) framför respektive förare. I systemet ingår bl.a Symbol Generators som skapar bildskärmarnas elektroniska bilder. På bildskärmarna presenteras syntetiska bilder av vissa flyg- och navigationsinstrument. Omkoppling av den ena sidans EFIS-bilder till den andra sidans EFIS-bildskärmar är möjlig.

Start av EFIS-systemet tar 1–6 sekunder.

1.6.5.2 Elsystem

MD-81 har ett trefas växelströmssystem på 115/200 V, 400 Hz och ett likströmssystem på 28 V. Kraften alstras av tre växelströmsgeneratorer på vardera 40 KVA vilka är monterade på respektive motor samt på APU (se 1.6.5.3). Drivning av motorernas generatorer sker via en hydromekanisk växel (Constant Speed Drive, CSD) som ombesörjer att generatorvarvtalet är konstant vid normal drift även om motorvarvtalet varierar. På motorerna drivs CSD av N_2-rotorn via motorns växellåda. På APU är generatorn direktdriven.

För att en motors generator skall kunna ge ström med rätt spänning och frekvens måste motorns N_2-varvtal vara minst 42–45 %. Varje generator har kapacitet att ensam försörja samtliga elsystem som behövs för flygning. En motors generator kopplas automatiskt bort om motorns brandsläckningsreglage dras ut.

Växelströmssystemet är uppdelat i två separata system, vänster och höger, som försörjs av respektive generator. APU eller en extern strömkälla kan manuellt eller automatiskt anslutas till ett system eller till båda systemen samtidigt.

Två seriekopplade 14 V batterier kan under begränsad tid strömförsörja de nödvändigaste likströmssystemen och – via omformare – växelströmssystemen. De viktigaste flyginstrumenten inklusive EFIS på vänster sida samt kommunikations- och navigationsradio nr 1 kan på så sätt strömförsörjas under högst 30 minuter om inget av generatorsystemen fungerar. Omkoppling till batterisystemet sker genom en strömbrytare märkt »Emergency Power« ovanför vänster förarplats.

1.6.5.3 Auxiliary Power Unit (APU)

MD-81 är utrustad med ett reservkraftaggregat (APU) i flygkroppens nedre del bakom tryckskottet. APU består av en gasturbinmotor med hjälpsystem som kan ge elkraft och tryckluft. APU kan användas oberoende av huvudmotorernas driftsförhållanden. Aggregatet som normalt bränsleförsörjs från höger huvudtank startas på marken med hjälp av elkraft från flygplanets egna batterier. Elektrisk APU-start

i luften fordrar växelspänning men om sådan saknas kan APU startas med hjälp av fartvinden.

APU startas med en återfjädrande strömställare på APU CONTROL PANEL i förarkabinen. När den startar öppnas tre luftintagsluckor. Under flygning tar det normalt 30-50 sekunder från det att APU startas tills den kan leverera elkraft. En indikeringslampa (APU power available light) på elpanelen i taket indikerar när APU är klar för användning.

1.6.5.4 AC Crosstie System

Om någon av generatorerna inte förmår leverera ström till ordinarie system tar den fungerande generatorn automatiskt över strömförsörjningen genom AC Crosstie System. Överkopplingen sker i AC Crosstie Relay som styrs av respektive generators AC Generator Control Unit (GCU) samt AC Bus Control Unit (BCU). Modifieringarna SB 90-201 och SB 91-201, som har till uppgift att eliminera risken för överkopplingsfördröjning i AC Crosstie Relay, var inte obligatoriska och inte heller införda på vänster GCU. Om N_2-varvalet hos en motor understiger 42–45% förmår dess generator inte att leverera ström med rätt spänning och frekvens vilket automatiskt resulterar i överkoppling genom crosstiefunktionen.

1.6.5.5 Nödsyrgassystem

Syrgassystemet för passagerarna är uppbyggt som ett modulsystem med en syrgasgenerator för varje stolssektion, en för varje toalett samt en för varje kabinbesättningsplats. Varje modul försörjer 1–4 syrgasmasker. De anslutna maskerna kan försörjas med syrgas i minst 15 minuter.

Syrgas alstras genom att natriumklorat vid en kemisk reaktion under värmeutveckling omvandlas till fritt syre och en restprodukt av salt. Vid aktivering kan kemikaliebehållarens yttemperatur bli +260°C.

Syrgasgeneratorn aktiveras genom den dragning nedåt som åstadkoms när någon sätter på sig en syrgasmask. Den dragning som åstadkoms när masken faller av egen tyngd är som regel inte tillräcklig för att aktivera generatorn. Då en mask i en rad aktiverat generatorn fördelas syrgas till samtliga masker i modulen. Någon avstängningsventil till syrgasgeneratorn finns inte, varför syrgas strömmar ut tills allt syre frigjorts.

1.6.6 Kabinsäkerhet

1.6.6.1 Förarkabinen

I förarkabinen finns två förarstolar av fabrikatet IPECO. Därutöver finns en extrastol (klaffsäte/observer seat). Certifieringskraven föreskriver att stolarna skall klara en statisk belastning av 2,0 g uppåt, 4,5 g nedåt, 9,0 g framåt och 1,5 g åt sidorna (FAR 25.561).

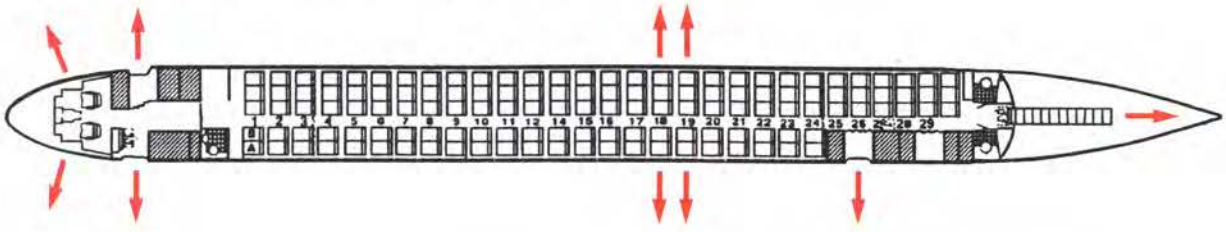
Förarkabinen har som nödutgångar ett öppningsbart fönster vid varje förarplats. Öppning sker genom att ett handtag förs bakåt-inåt-bakåt. Ovanför varje fönsteröppning finns ett rep som kan användas för att komma ner på marken.

1.6.6.2 Passagerarkabinen

I passagerarkabinen finns 133 passagerarplatser och fem platser för kabinpersonalen. Kabinen är indelad i två klasser genom en flyttbar kabinavskiljare.

Passagerarstolarna är av fabrikatet Flight Equipment & Engineering Ltd. De är försedda med tvåpunkts säkerhetsbälten och fördelade på 29 rader, 1-12 och 14-30. I rad 1-12 och 14-24 finns fem stolar i varje rad, två på vänster sida om mittgången (A B) och tre på höger sida (C D E). I rad 25-30 finns endast de tre högra stolarna (C D E) eftersom vänstra delen tas i anspråk av bakre galley.

Kabinlayout med nödutrymningsvägar



De fem sittplatserna för kabinbesättningen är klaffsäten (jump seats) och försedda med fyrpunkts säkerhetsbälten. Ett dubbelsäte (forward jump seat) är monterat bakåtvänt på förarkabinens bakre vägg. Ett framåtvänt dubbelsäte sitter på den bakre dörren (aft jump seat). Ett framåtvänt enkelsäte (mid jump seat) finns på väggen till galley i höjd med stolsrad 27.

För samtliga kabinstolar gäller samma certifieringskrav som för förarstolarna.

Ovanför passagerarstolarna finns bagagehyllor (overhead bins) av fabrikatet C & D Interiors. Certifieringskravet innebär att hyllorna skall kunna motstå samma belastning som stolarna. Under hyllorna finns Passenger Service Units (PSU), innehållande bl.a. luftventiler, högtalare, läslampor och syrgasutrustning. Varje PSU är i ena sidan upphängd i flygplanskroppen genom ett längsgående gångjärn. Mot mittgången vilar den andra sidan på en längsgående list.

Kabinen innehåller tio galleyenheter av fabrikatet Bucher, fem längst fram i kabinen och fem längst bak. Galleyenheterna fram betecknas 1, 2, 2A (på höger sida), 3 och 3A (på vänster sida). De är belägna mellan de främre dörrarna och passagerarutrymmet. De bakre galleyenheterna (4, 5, 6, 7 och 7A) är placerade på vänster sida vid bakre servicedörren. I anslutning till galleyenheterna finns förvaringsutrymmen och garderober.

I passagerarkabinen används som främre nödutgångar till vänster instigningsdörren och till höger främre servicedörren. Som bakre nödutgångar utnyttjas till vänster bakre servicedörren och i aktern bakre instigningsdörren (tail-cone exit). De båda instigningsdörrarna är ca 80 cm breda och 180 cm höga. Servicedörrarna

är ca 70 cm breda och 120 resp. 150 cm höga. Främre instigningsdörren och servicedörrarna öppnas genom att dörrhandtaget lyfts och vrids varefter dörren trycks utåt och svängs utåt-framåt till låst position.

Vid nödutgångarna finns rutschbanor (slides). Dessa armeras före start och säkras efter landning. Om utgångarna öppnas när rutschbanorna är armerade blåses dessa upp automatiskt. Rutschbanorna kan vid behov kopplas loss från flygkroppen och användas som flythjälpmedel.

Som mittre nödutgångar finns öppningsbara fönster för utrymning över vingarna (over-wing exits). De är placerade två på varje sida. Öppningarna är ca 50 cm breda och 90 cm höga. Tröskelhöjden är ca 50 cm. På utsidan är höjden ned till vingen ca 70 cm. Utgångarna öppnas genom att man drar ett handtag inåt och lyfter in fönstret i kabinen.

1.6.6.3 Övrigt

Nödutrustningen i flygplanet omfattar därutöver checklistor, första-hjälpenlådor, syrgas för medicinska ändamål, rökvarnare på toaletter, eldsläckningsutrustning, ficklampor, nödbelysning, flytvästar, nödsändare (ELT - Emergency Locator Transmitter), nödradio (Emergency Transceiver), megafoner och verktyg.

1.6.7 Teknisk status

1.6.7.1 Leveransstatus

Flygplanet levererades till SAS den 10 april 1991. Installation av ledlyse i golvet för nödevakuering (Floor Proximity Escape Path Lighting) och kabininredning inklusive pentry utfördes av SAS i egna verkstäder efter leveransen. Vid leveransen fanns en kvarstående anmärkning om fel passning mellan den övre och undre delen av det bakre tryckskottet (där bakre dörren är installerad). Anmärkningen åtgärdades genom installation av ett mellanlägg.

1.6.7.2 Underhållsstatus

Flygplanet var underhållet enligt gällande underhållsprogram. Inga tekniska anmärkningar som bedöms kunna ha påverkat händelseförloppet fanns dokumenterade i flygplanets tekniska journaler.

Vid utomhusparkeringen under natten före haveriet användes inte skyddslock för motorerna. Företagets Line Maintenance Handbook (LMH) föreskriver att skyddslock skall användas om det finns risk för att snö eller is samlas i luftintagen.

1.6.7.3 Modifieringsstatus

Alla utfärdade och tillämpliga luftvärdighetsdirektiv var åtgärdade enligt gällande krav.

1.7 Meteorologisk information

Ca 45 minuter innan flygplanet landade den 26 december föll snöblandat regn vid Stockholm/Arlanda. Det övergick 25 minuter senare till lätt duggregn omväxlande med regn. Ett tunt lager snöslask täckte bansystemet vid landningen. Temperaturen vid tiden för landningen var +1°C.

Nederbörden övergick under natten till lätt snöblandat regn, som under ett par timmar avbyttes av måttligt snöfall. Temperaturen sjönk långsamt från +1°C till +0°C omkring kl.07.00. Det blåste en nordlig vind med en hastighet av 5–10 knop. Vid tiden för avgången var det lätt snöfall med avbrott. Temperaturen var -0°C.

METAR Stockholm/Arlanda kl.08.50: Vind 360°/11 knop, sikt >10 km, lätt snöfall med avbrott, moln 2/8 stratus bas 600 fot, 6/8 stratus bas 800 fot, temperatur/daggpunkt -0°/-1°C, QNH 1013 hPa.

Solen gick upp kl.08.48.

Under räddningsinsatsen var det mulet med uppehållsväder och temperaturen låg omkring 0°C. Marken var tjälad och hade ett tunt snötäcke.

1.8 Navigationshjälpmedel

Inte aktuellt.

1.9 Radiokommunikationer

Normala kommunikationer förekom före flygningen och under starten på Stockholm/Arlandas mark- och tornfrekvenser. När flygplanet lättat växlade besättningen frekvens till avgångskontrollen för Stockholm/Arlanda som bibehölls under den korta flygningen. Nödmeddelande (Distress Message) sändes inte. Delar av kommunikationerna framgår av 1.11.

1.10 Flygplatsdata

Stockholm/Arlanda flygplats hade vid haveritillfället status enligt AIP-SWEDEN. Bana 08 som användes för start är 2 500 m lång och 45 m bred och av betong. Bankonditioner kl.08.30:

- Taxibanor: Våta eller vattensamlingar, is och packad snö, beläggning 50%, medeldjup 1 mm.
- Bana 08: Våt eller vattensamlingar beläggning 25%, medeldjup 1 mm, bromsverkan god.

Bansystemet hade röjts och var enligt besättningen fritt från synliga beläggningar med undantag av en några centimeter hög och smal snösträng som lämnats av snöröjningsfordonen på plattan norr om flygplanets parkeringsplats.

1.11 Färd- och ljudregistratorer

1.11.1 Färdregistratorer

Flygplanet var utrustat med två parallellt arbetande digitala registreringssystem:

- Digital Flight Data Recorder (DFDR) av typ Sundstrand P/N 980-4100-BXUS, S/N 4437.
- Quick Access Recorder (QAR) P/N 51434-1, S/N 1041-02-91.

DFDR uppfyllde myndigheternas krav på kraschsäkerhet vid haveri och innehöll data från de senaste 25 flygtimmarna. QAR innehöll data för teknisk uppföljning från de senaste ca 50 flygtimmarna. Strömförsörjning skedde för båda systemen från Left Radio AC bus.

Utrustningarna registrerade var för sig 94 parametrar med en registreringsfrekvens från åtta gånger per sekund för vissa snabbt varierande parametrar till en gång var fjärde sekund för vissa andra parametrar.

Hela händelseförloppet fram till två sekunder efter nedslaget registrerades med undantag för två korta uppehåll till följd av strömavbrott i Left Radio AC bus.

Informationen i DFDR och i QAR har under överinseende av Havarikommissionen for Civil Luftfart, Danmark, kopierats på datadisketter av SAS avdelning »Flight Recorder Analysis« i Köpenhamn. QAR innehöll fler användbara registreringar än DFDR varför endast information från QAR använts i refererade utskrifter.

Med hjälp av information från CVR (se 1.11.2) och registreringsband från flygtrafikledningen har informationen från QAR-bandet kunnat synkroniseras med UTC-tid. Varje registrering har på så sätt kunnat ges UTC-tid $\pm$ 1 sekund.

För utredningen intressanta registreringar återfinns i bilaga 2.

1.11.2 Ljudregistrator (Cockpit Voice Recorder – CVR)

Flygplanet var utrustat med en CVR av typ Sundstrand Data Control, Inc. AV55-7C, P/N 980-6005-076 och S/N 12083 som strömförsörjdes från Right Radio AC bus.

CVR uppfyllde myndigheternas krav på kraschsäkerhet vid haveri och innehöll inspelat ljud från de senaste 30 minuterna som systemet varit inkopplat. Avspelning av informationen har utförts av Air Accidents Investigation Branch (AAIB) i England och utskrift av innehållet av Avicraft AB.

Ljudregistrering skedde av hela händelseförloppet fram till en sekund efter markislaget på fyra kanaler enligt följande:

Kanal 1 - Service Interphone Channel (SI).

På kanalen registrerades interfonsamtal mellan förarkabinen och passagerarkabinen respektive inom passagerarkabinen. Vidare registreras befälhavarens kommunikation med markteknikern liksom annonsering till passagerarna.

Kanal 2 - Right Pilot Audio (RP).

På kanalen registrerades all radiotrafik via höger audiopanel.

Kanal 3 - Left Pilot Audio (LP).

På kanalen registrerades all radiotrafik via vänster audiopanel.

Kanal 4 - Cockpit Area Microphone (AM).

På kanalen registrerades alla ljud i förarkabinen genom en mikrofon placerad i taket mellan förarna.

För utredningen intressanta registreringar återfinns i bilaga 3.

1.12 Haveriplats och luftfartygsvrak

1.12.1 Haveriplatsen

Position 5946N, 1808E

Haveriplatsen är belägen 700 m NV Vängsjöbergs gård, Gottröra socken, Norrtälje kommun, AB-län. Markområdet där flygplanet kolliderade med träd utgörs av ett barrskogsklätt höjdparti med berg i dagen ca 35 m över havet. Träden är i genomsnitt 14–16 m höga. Längs haverigatan genom skogen sluttar marken först nedåt 8 m på en sträcka av ca 60 m för att sedan övergå i en inäga på 700 x 400 m med en höjd över havet av ca 25 m. Marken på inägan har ett ca 0,4 m djupt ytskikt av mulljord och därunder lera. Flygplanet kolliderade med marken i den sluttande terrängen och hasade ca 110 m, innan det stannade. Under hasningen passerade flygplanet ett 0,7 m djupt dike. Närmaste bebyggelse är det bebodda torpet Korsbro 400 m öster om nedslagsplatsen. Avståndet till allmän väg är 450 m.

Motordelar har återfunnits inom ett ca 900 x 300 m stort område under flygbanan öster om Lunda kyrka (pos 5940N, 1804E) ca 5 km från startbanan på Stockholm/Arlanda.

1.12.2 Luftfartygsvraket

1.12.2.1 Flygplanskroppen

I samband med nedslaget bröts flygplanskroppen i tre delar. Den främre delen sträckte sig från nosen t.o.m. stolsrad 7 i kabinen, den mittersta delen fr.o.m. stolsrad 8 t.o.m. stolsrad 21 och den bakre delen fr.o.m. rad 24 och bakåt.

De undre strukturerna var kraftigt skadade i den främre delen av vraket. Intryckningarna var kraftigast i den vänstra främre delen - ca 80 cm - och minst i den högra bakre delen - ca 18 cm. Skadorna i understrukturen i de mittre och bakre delarna var begränsade. Kabingolvet hade begränsade skador. Förutom skadorna i området vid brotten var golvstrukturen bruten endast vid rad 5 på höger sida.

Större delen av höger vinge hade separerat från flygplanskroppen. Vingdelar låg utspridda längs haverigatan. Vänster vinge var kraftigt skadad på undersidan.

Såväl huvudställ som nosställ hade separerat från flygplanskroppen.

I förarkabinen förekom deformationer i golvstrukturen och bristningar i golvskenorna till förarstolarna. Deformationerna var tydligast på höger sida av förarkabinen. Förarstolarnas höjdjusteringsanordningar hade skadats så att stolarna kunde röras fritt i höjdled. Stolarna har undersökts i samarbete med bl.a. tillverkaren. Denna undersökning redovisas under 1.16.3.

I passagerarkabinens främre del hade bagagehyllorna och deras infästningar skadats. De två modulerna på vänster sida hade helt släppt från sina fästen och fallit ner på passagerarstolsryggarna. På höger sida hade modulerna släppt från sina takfästen men inte från väggfästena. Modulerna från rad 3 och bakåt vilade på stolsryggarna. Ett antal av bagageluckornas lås hade brustit och luckorna öppnats. Kabinavskiljaren - som var i läget mellan raderna 3 och 4 - hade fallit ned tillsammans med hyllorna. I mittendelen av vraket var skadorna begränsade till brottområdena. Vid det främre brottet hade den främsta delen av hyllan till vänster fallit ner. Vid det bakre brottet hade hyllorna fallit ner på båda sidor. Ett antal av lucklåsen hade brustit. Enligt tillgängliga informationer var bagagehyllorna inte överlastade.

I alla tre delarna av vraket hade de flesta PSU-enheterna lossnat från hyllstrukturen och hängde antingen i de yttre gångjärnen eller i sladdar. Syrgasmaskerna hade i stor utsträckning frilagts från PSU-enheterna och i flera fall också aktiverats. Även kabinbesättningens syrgasmasker hade i några fall frilagts.

I passagerarkabinens främre del hade stol 1B släppt från inre förankringspunkten. Golvskenorna till stolarna 7A och B hade lossnat från sina förankringar. Ryggstöden till stolarna 3B, 4D och 6D hade deformerats.

I den mittre delen var skadorna begränsade. På vänstra sidan (stolar A och B) fanns inga skador förutom att rad 22 (A och B), som befann sig i det bakre brottet, var skild från flygplanet. På högra sidan fanns vissa skador, främst i den bakre delen, till följd av sidriktad belastning. Stolsraderna 14–18 (CDE) var skadade och hade delvis lossnat från sina infästningar i golvstrukturen. Stolarna i raderna 19–21 (CDE) hade lossnat från stolsbenen. Rad 21 (CDE) återfanns lös i kabinen. Raderna 22 och 23 (CDE) återfanns utanför flygplanet.

Det mittre kabinbesättningssätet var deformerat i sittplattan.

Inflygning mot haveriplatsen

Flygplansvraket

Öppningar i flygplanskroppen

I det främre galleyområdet hade väggarna till galley 3 deformerats på två ställen och ett golvfäste hade brustit. Taket vid galley 1 hade pressats ned.

Takpanelen mellan galleys 2 och 3 hade fallit ner. Exitskylten vid galley 3 var borta. Dörren till förarkabinen hade brutits loss.

I det bakre galleyområdet hade dörren till en av de två ugnarna i galley 5 gått upp. Ugnsinsatsen hängde halvvägs ut. Ugnsinnehållet (väsentligen ståltrådskorgar med bröd) liksom handbagage och tidningar hade spritts ut i galley framför den bakre servicedörren. Tidningsvagnen hade flyttats från sin plats i ett förvaringsutrymme på höger sida till galleyområdet på vänster sida. Taket mellan toaletterna akter om galleys var nedpressat. I toalettutrymmena låg inredning och skåpinnehåll lösa.

De båda främre nödutgångarna var öppna. Ingångsdörrens rutschbana hade inte

Kabinskador

löst ut. Servicedörrens rutschbana hade löst ut men var punkterad. Rutschbanorna hade tagits loss och använts som liggunderlag. De båda bakre nödutgångarna var stängda. Enligt uppgifter från besättningen gick de inte att öppna omedelbart efter haveriet. Bakre servicedörren gick senare att öppna. Tre av de fyra fönsternödutgångarna var öppna. Den bakre högra utgången var enligt vittnesuppgifter blockerad av lösa stolar, kabinbagage m.m.

1.12.2.2 Motorerna

Båda motorerna hade omfattande yttre och inre skador. De yttre skadorna utgjordes i huvudsak av slagskador på luftintag, motorkåpor och utloppsdel.

Motorerna har demonterats från flygplanet och genomgått en omfattande teknisk undersökning. Resultatet av denna undersökning redovisas i 1.16.1.

1.12.2.3 Andra berörda flygplanssystem

Bränslesystem

Vid teknisk undersökning av flygplanets bränslesystem har ingenting framkommit som tyder på något fel i systemet som kan ha påverkat motorernas funktion.

Motorernas brandskyddssystem

Vid kontroll av brandsläckningssystemet konstaterades att tryckbehållare nr 2 var utlöst. Brandsläckningsventilen till vänster motor var öppen.

Luftkonditioneringssystem

Komponenter i flygplanets luftkonditioneringssystem som kan ha haft betydelse för händelseförloppet har kontrollerats utan att någonting onormalt konstaterats.

Mekaniska styr- och reglersystem

Komponenter i flygplanets mekaniska styr- och reglersystem som kan ha haft betydelse för händelseförloppet har kontrollerats utan att någonting onormalt konstaterats.

1.13 Medicinsk information

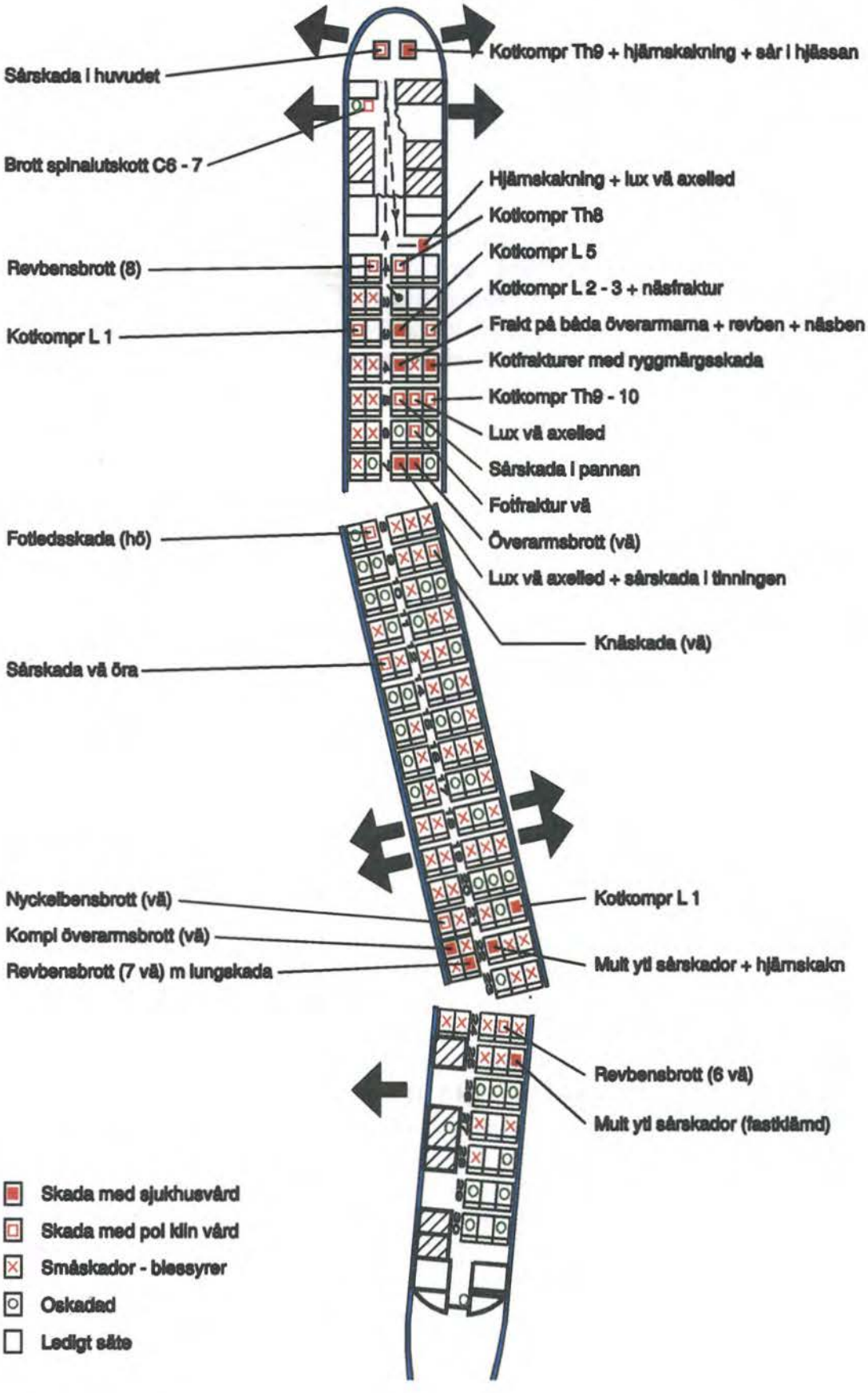
Ingenting tyder på annat än att besättningen varit i god fysisk och psykisk kondition. Skadebilden är följande.

	Besättning	*Passagerare*
Sjukhusvård	1	11
Poliklin. vård	2	13
Småskador	-	60
Oskadade	3	39
Summa	**6**	**123**

Fyra av de elva passagerare som togs in på sjukhus kunde skrivas ut efter ett dygn. Efter en vecka hade samtliga utom en skrivits ut. En av dem återintogs dock senare för eftervård. Den svårast skadade hade fått kotfrakturer med neurologiska komplikationer. Skadan bedöms vara invalidiserande.

De flesta och svårast skadade satt i den främre delen av flygplanet med en koncentration på den högra sidan. Där återfanns åtta av totalt nio fall med ryggskador liksom fem av totalt sju fall med axel- och armskador. En andra koncentration av skadade satt i närheten av det bakre flygkroppsbrottet. De som satt i mellandelen och den bakre delen av flygplanet fick lindrigare skador eller var oskadade.

Skadebild


Kotkompr Th9 + hjärnskakning + sår i hjässan
Sårskada i huvudet
Brott spinalutskott C6 - 7
Hjärnskakning + lux vä axelled
Kotkompr Th8
Kotkompr L 5
Revbensbrott (8)
Kotkompr L 2 - 3 + näsfraktur
Frakt på båda överarmarna + revben + näsben
Kotkompr L 1
Kotfrakturer med ryggmärgsskada
Kotkompr Th9 - 10
Lux vä axelled
Sårskada i pannan
Fotfraktur vä
Fotledsskada (hö)
Överarmsbrott (vä)
Lux vä axelled + sårskada i tinningen
Knäskada (vä)
Sårskada vä öra
Nyckelbensbrott (vä)
Kompl överarmsbrott (vä)
Revbensbrott (7 vä) m lungskada
Kotkompr L 1
Mult yti sårskador + hjärnskakn
Revbensbrott (6 vä)
Mult yti sårskador (fastklämd)
Skada med sjukhusvård
Skada med pol klin vård
Småskador - blessyrer
Oskadad
Ledigt säte

1.14 Brand

Under flygningen uppstod brand i motorerna (se 1.16.1.1). Brand utbröt inte vid nedslaget.

1.15 Överlevnadsaspekter

1.15.1 Utrymning

Under kabinbesättningens ledning utrymdes flygplanet snabbt och utan att panik utbröt. En passagerare var fastklämd och kunde inte hjälpas ut av de ombordvarande. Han fick senare hjälp av räddningspersonal (se 1.15.2.3). Ungefär hälften av de passagerare som själva kunde lämna flygplanet gjorde det genom de öppningar som uppstått vid flygplanskroppens sönderbrytning. Övriga använde tillgängliga nödutgångar.

1.15.2 Räddningsverksamhet

1.15.2.1 Yttre betingelser

Haveriplatsen ligger i Norrtälje kommun, AB län. Gränsen mot Uppsala kommun, C län, går ca 1,5 km från platsen. Gränsen mot Sigtuna kommun, AB län, går ca 4 km från platsen. Den väg som förbinder haveriplatsen med riksväg 77 är grusbelagd och bredden varierar mellan 4,2 och 5,2 m. Från vägkorset vid riksväg 77 är avståndet till Stockholm/Arlanda 24 km, till Norrtälje 31 km och till Uppsala 39 km. Vägarna i området var vid tillfället hala.

Haveriplatsens läge medförde svårigheter från radiokommunikationssynpunkt.

1.15.2.2 Larmskedet

Larmet »Fara för haveri« utlöstes kl.08.50 av flygtrafikledningen. Larmet gick till ARCC och SOS-centralen i Stockholm (SOS-A). Ett par minuter senare utlöstes larmet »Haveri eller förmodat haveri med okänd haveriplats«. Redan vid det första larmet hade ARCC fått besked om att radarkontakten förlorats och att flygplanet då befann sig i bäring 034° och på ett avstånd av 10 nautiska mil från Stockholm/Arlanda. Kl.08.58 inkom från ARCC till den på Barkarby stationerade polisambulanshelikopter som stod i beredskap (SHA 945) en begäran om hjälp med spaning. Kl.09.05 blev haveriplatsen känd genom att en av passagerarna ringde 90 000 från det närbelägna torpet.

ARCC larmade kort efter kl.08.50 försvarets räddningshelikopter i beredskap på Visby flygplats. Därutöver kontaktades helikopterbesättningar som inte upprätthöll beredskap på de militära flygplatserna Berga, Säve, Uppsala och Söder

TECKENFÖRKLARING:

- Länsgräns och kommungräns
- Kommungräns
- E4 — Vägnummer
- ★ Haveriplats

5 0 5 10 km

hamn. Mot bakgrund av besked om klargöringstid och beräknade anflygningstider för dessa enheter avbeställde ARCC senare Säve-helikoptern.

Av polisens två helikoptrar på Barkarby var SHA 945 i luften kl.09.02. Den medförde en anestesisjukskötare och en ambulanssjukvårdare. Den etablerade omedelbart radiokontakt med SOS-A och tornet på Stockholm/Arlanda. På 700 fots höjd över Rotebro fick helikoptern in signal från flygplanets nödsändare (ELT). Med ledning av den indikationen kunde helikoptern lokalisera haveriplatsen kl.09.15 och ge ARCC en första orientering. Helikoptern landade kl.09.22 vid haveriplatsen. Ytterligare en polishelikopter som fanns tillgänglig (SHA 950) startade från Barkarby kl.09.06 och anlände, med en mekaniker, till haveriplatsen kl.09.26.

Kl.08.52 började SOS-A larma ambulanser till en förutbestämd brytpunkt. Sammanlagt larmades fram till kl.09.10 elva ambulanser.

Kl.08.53 larmades jourhavande brandingenjör i Räddsam Norr[5]. Vid samma tidpunkt beordrade SOS-A samtliga räddningstjänstenheter att övergå till »kanal 02«, dvs. rikskanalen H 02. Ambulanser och polishelikoptrar beordrades att använda kanal 68.

Kl.08.54 larmades sambandscentralen vid polismyndigheten i Stockholm.

Kl.08.56 larmades jourhavande tjänsteman vid Stockholms läns landsting, på vars direktiv en läkare senare larmades för att tjänstgöra som stabsläkare. Mellan kl.08.56 och 08.59 larmades vidare sjukvårdsgrupper vid Karolinska sjukhuset och Danderyds sjukhus.

Kl.09.00–09.03 larmades räddningstjänsten och polismyndigheten i Uppsala genom SOS-centralen i Uppsala (SOS-C).

Kl.09.06 larmades polismyndigheten och räddningstjänsten i Norrtälje. Insatsstyrkan från Norrtälje (Rimbo) kände inte till begreppet »kanal 02«.

1.15.2.3 Insatsskedets första fas

Anestesisjukskötaren och sjukvårdaren från SHA 945 gjorde en första uppskattning av antalet skadade och meddelade därefter att det fanns sju svårt skadade och sju lindrigt skadade.

Polishelikoptrarna transporterade de tre svårast skadade till Uppsala akademiska sjukhus innan andra sjuktransportresurser hunnit etablera sig samt ytterligare en lindrigt skadad till Danderyds sjukhus.

De första räddningsfordonen som kom från brandstationen i Rimbo anlände ca kl.09.25 med en brandmästare som räddningsledare. Han fick snabbt besked att en man satt fastklämd i flygplanet. Kort därefter anlände jourhavande brandingenjör i Räddsam Norr och övertog funktionen som räddningsledare. Han bedömde att insatsen skulle kunna genomföras på relativt kort tid. Han beslöt därför att avstå från att upprätta en egentlig ledningsstab och från att transportera fram och sätta upp de värmetält som fanns tillgängliga vid den av honom bestämda nya bryt-

[5] Räddsam Norr är en samverkansorganisation mellan de kommunala räddningstjänsterna i Sollentuna/Upplands Väsby, Järfälla/Upplands Bro, Sigtuna samt Södra Roslagens Brandförsvarsförbund.

punkten vid bensinstationen i Gottröra. Han rekvirerade bussar från Storstockholms lokaltrafik (SL) för avtransport av de oskadade.

Räddningsledaren fattade ett beslut i stort enligt följande:

1. Undsätt de skadade som kommit ut ur planet.
2. Säkra mot brand genom att lägga ut slang från tankfordon och skumbelägga bränsleutsläppet.
3. Ta loss den fastklämde.

Beslutet var verkställt kl.09.45-09.50. Den fastklämde visade sig inte ha allvarligare skador. En annan passagerare bedömdes därför i första hand behöva avtransport. Denna genomfördes med polishelikopter med start kl.09.52.

Kl.09.34 hade Räddsam Norrs ledningsbuss, som är baserad på Järfälla brandstation, anlänt till brytpunkten. Den fick ingen radiokontakt med räddningsledaren.

Befäl på brytpunkten skall enligt räddningsinstruktionen vara en brandförman. Vid tillfället tjänstgjorde som sådant befäl en till brandförman förordnad brandman. Denne fick ingen radioförbindelse med räddningsledaren.

Den första bilburna polispatrullen, en inspektör och en polisassistent från Norrtälje, anlände till platsen kl.09.35. Inspektören begärde förstärkning från Norrtälje och fick då veta att polispersonal i piketbussar och polisbilar var på väg från Stockholm, Uppsala och Märsta. Den första piketgruppen från Stockholm anlände kl.09.50. Norrtäljeinspektören uppdrog åt den gruppen att genomföra en yttre avspärrning samt att börja identifiera och registrera passagerarna. En polisstyrka från Uppsala fick till uppgift att genomföra en inre avspärrning. Kl.09.55-10.00 anlände en tillförordnad poliskommissarie från Stockholm som meddelade att han av den tjänsteförrättande länspolismästaren utsetts till polisinsatschef. Efter hand anlände också de resterande piketgrupperna.

De som var skadade omhändertogs av anlända sjukvårdsgrupper och avtransporterades med ambulanser eller bussar.

De av SOS-A larmade sjukvårdsgrupperna från Karolinska sjukhuset och Danderyds sjukhus anlände till haveriplatsen omkring kl.10.00. Strax därefter kom en sjukvårdsgrupp från Huddinge sjukhus i den helikopter som av ARCC larmats från marinens helikopterdivision på Berga. Anledningen till att denna grupp kom till platsen var en stående överenskommelse mellan sjukhuset och helikopterdivisionen, innebärande att helikopter från divisionen vid larm alltid skall hämta sjukvårdspersonal från sjukhuset. Denna överenskommelse var inte känd för SOS-A. Inte heller informerades SOS-A om detta. Slutligen inställde sig en grupp från Akademiska sjukhuset i Uppsala på eget initiativ. En läkare från Karolinska sjukhuset åtog sig ca kl.10.15 att fungera som ledningsläkare.

Omkring kl.10.15 var det mesta av det initiala sjukvårdsarbetet avslutat. Två skadade låg kvar på bårar men var under tillsyn och behandling.

Avtransporten av de svårt skadade var avslutad ca kl.10.20.

Kl.10.00 beställdes sandning av vägen från brytpunkten till haveriplatsen. Ca kl.10.25 anlände en ledningsbuss från Stockholmspolisen till brytpunkten. Efter ungefär en timme beslöt befälhavaren i bussen att förflytta bussen upp till haveriplatsen eftersom brytpunkten inte var bra från förbindelsesynpunkt.

1.15.2.4 Den fortsatta insatsen

Räddningsledaren fattade, sedan hans första beslut i stort var verkställt, ett nytt sådant enligt följande:

1. Placera skadade i fordonen.
2. Samla oskadade i torpet.

Passagerarlista fanns tillgänglig på haveriplatsen kl.10.45. Eftersom det förekom uppgifter om att passagerare saknades inleddes eftersök med skallgång kl.10.45. Skallgången gav inget resultat och avslutades kl.12.00.

Polisens identifierings- och registreringsarbete inleddes ca kl.09.50. Två polismän avdelades för de skadade som var kvar på fältet i avvaktan på avtransport. Två polismän fick ansvaret för att eskortera övriga upp till torpet samt att identifiera och registrera dessa och dem som redan begett sig dit.

Identifierings- och registreringsarbetet vid torpet skedde ursprungligen efter en plan som innebar att samtliga skulle identifieras och registeras innan de släpptes in i torpet. Planen ändrades senare beroende dels på att en del passagerare redan gått in i torpet, dels på att arbetet tog avsevärd tid i anspråk. Efter en stund förstärktes gruppen vid torpet så att den kunde börja arbeta i två enheter. Avsikten var att de som registrerats också skulle prickas av från listorna i samband med avtransporten.

Med anledning av oklarheter i passagerarlistan och registrering företogs till slut även spaning från en polishelikopter mellan kl.13.05 och 13.35. Vid denna tidpunkt kunde sökandet avbrytas, eftersom de passagerare som hade antagits vara saknade då hade kunnat redovisas. Efter kontroll av passagerarlistan befanns att denna var ofullständig. Först kl.14.00 hade Norrtäljepolisen fått en fullständig passagerarlista.

En slutlig avstämning av de genom polisens registrering förtecknade passagerarna mot flygbolagets passagerarlistor avslutades kl.15.17. Det framkom då att tre personer tidigt hade avvikit från platsen utan att polisen haft möjlighet registrera dem. Flygbolagets representant hade dock blivit informerad härom.

1.15.2.5 Insatsens avslutning

Endast en mindre del av helikopterresurserna behövdes för sjuktransporter. De oskadade passagerarna erbjöds därför helikoptertransport. Endast 26 passagerare accepterade erbjudandet. Övriga skulle transporteras med buss. Bussar anlände till brytpunkten kl.10.37 men kunde på grund av väglaget på vägen upp till haveriplatsen inte köra upp utan föregående sandning. Sandningen fördröjdes bl.a. av att polispersonalen vid Gottröra kyrka i närheten av brytpunkten inte ansåg sig kunna släppa fram sandbilarna på Vängsjöbergsvägen i avvaktan på att ambulanserna lämnade haveriplatsen. Sandningen fick också göras två gånger men var slutligen klar ca kl.11.25. Ca kl.12.30 avgick den sista bussen från platsen.

1.15.2.6 Sjukhusens åtgärder

På Norrtälje sjukhus fick man kännedom om haveriet då räddningstjänsten larmades. Beredskapen på sjukhuset höjdes genom att ett katastrofkansli upprättades. Till sjukhuset infördes endast tre passagerare, varav två med lättare skador, som behandlades polikliniskt.

Ett larm som inkommit till Danderyds sjukhus kl.08.55 hade uppfattats som ett beredskapslarm och en sjukvårdsgrupp hade sänts ut. Något ytterligare meddelande erhölls inte via larmtelefon. Genom att lyssna på radio blev vårdpersonal på akutmottagningen medveten om att ett flygplan havererat. På uppmaning av kirurgens bakjour försökte avdelningsföreståndaren på akutmottagningen via larmtelefonen få kontakt med SOS-A vilket inte gick. Något senare kunde en annan sjuksköterska komma fram, men fick då besked om att man inte hade tid att informera. Det förekom inga kontakter mellan den utsända sjukvårdsgruppen och sjukhuset. Man hade tömt akutmottagningen för att vara beredd att ta emot eventuella skadade från flygolyckan. Planerade operationer stoppades dock inte. Det sattes inte upp något katastrofkansli eftersom något katastroflarm inte hade gått till sjukhuset från SOS-A. Ca kl.11.00 erhöll klinikchefen vid kirurgkliniken vid kontakt med SOS-A information om att troligen inga skadade skulle föras till Danderyd. Trots detta infördes sammanlagt åtta patienter med början kl.11.50. Ingen behövde läggas in för vård. Ungefär kl.14.00 inkom till sjukhuset via larmtelefonen ett meddelande att normal verksamhet kunde återupptas.

På Karolinska sjukhuset stoppades dagens operationsprogram utom de operationer som redan påbörjats, varför det kl.10.00 fanns sju operationssalar med personal redo för verksamhet. Enligt katastrofplanen tömdes akutmottagningen och intagningsavdelningen. Man fick inte telefonkontakt med SOS-A på larmtelefonen, när man kl.09.30 försökte meddela att katastrofkansliet var upprättat. Ungefär kl.09.40 fick man kontakt med landstingets jourhavande tjänsteman. Vid katastrofkansliet hade man direktkontakt med ledningsläkaren på skadeplatsen, ofta via räddningsledarens telefon. Redan efter ledningsläkarens första rapport fanns en ganska klar bild av hur stor sjukvårdsbelastning som kunde förväntas. Sjukhuset fick ta emot 39 skadade, varav sex lades in för vård.

Löwenströmska sjukhuset larmades av SOS-A kl.09.45. Man gjorde i ordning två operationssalar och organiserade ett katastrofkansli, vilket kl.10.15 meddelades till SOS-A. Till sjukhuset infördes fem skadade, varav tre lades in för vård.

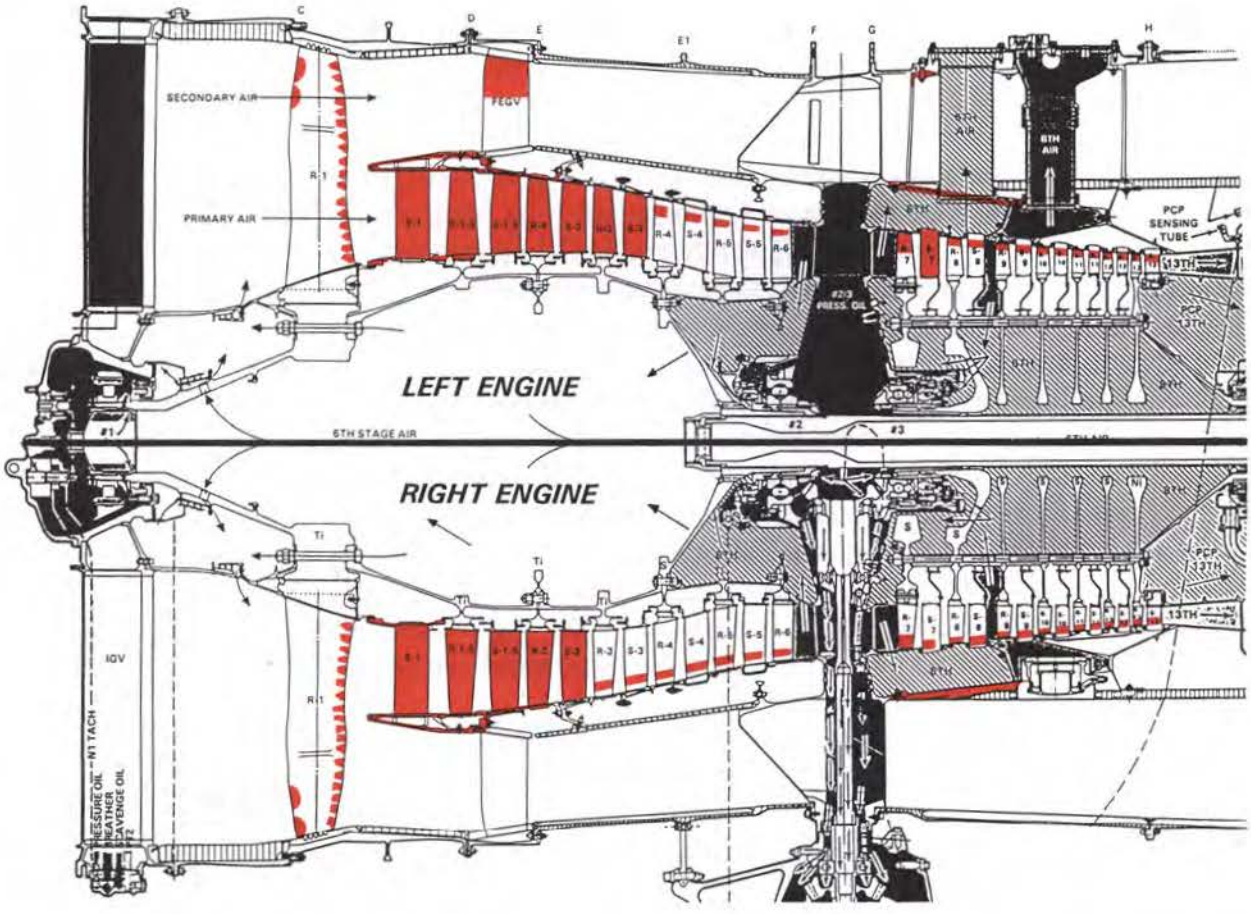
1.16 Särskilda prov och undersökningar

1.16.1 Motorer

Båda motorerna har genomgått teknisk undersökning på Scandinavian Aero Engine Services AB. Avsikten med undersökningen har i första hand varit att:

- Kartlägga motorernas skador.
- Analysera det exakta haveriförloppet för motorerna.
- Undersöka om tekniska fel förelegat på motorerna före haveriet.

Fläkt- och kompressorskador



Nedanstående sammanställning av motorskador omfattar endast de övergripande skador på moduler och komponenter i motorerna som anses vara av betydelse för haveriutredningen.

1.16.1.1 Motorbrand

Brand i högtryckskompressorer

Smältskador och sprut av bl.a. smält titanlegering återfanns i båda motorernas högtryckskompressorer vid steg 7 och steg 8 och bakåt. Kompressorbladen steg 7, 8 och 9 samt det bakre, inre fläkthuset i motorernas mellanhus är tillverkade i titanlegering.

Brand innanför motorkåpa på vänster motor

På vänster motor fanns sotavlagringar och brandskador mellan motor och motorkåpor i huvudsak på höger sida i området vid huvudbränsleröret.

1.16.1.2 Skador i vänster motor

Fläktsteg

Av fläktens 34 blad hade åtta, relativt jämnt fördelade, upp till 15 mm djupa och 50 mm långa mjuka intryckningar i framkanternas konkava sida. Skadorna fanns i ett område från bladtopparna och 175 mm mot centrum. Skadornas utseende är typiskt för slagskador från »mjuka föremål« (fåglar, is, o.d.).

Samtliga fläktblad hade kraftiga slagskador längs hela bakkanten med lossbrutna bladbitar på upp till ca 20 x 20 mm storlek. Bakkanterna var böjda mot den konvexa sidan upp till ca 20 mm in på bladkordan. Skadornas utseende är typiskt för slagskador från »hårda föremål« (metallföremål, sten o.d.).

Fläktbladsskada i vänster motor

Den yttre fläktbladstätningen var kraftigt försliten utmed hela omkretsen. Slitspårets bredd var i genomsnitt 86,3 mm. Nominell spårbredd är 72,1 mm. Tätningen var försliten 1,85 mm i framkant och 2,84 mm i bakkant över nominellt mått. Bladtoppspelet var 5,3–6,6 mm.

Bitar hade slitits loss från ljudisoleringsmattorna i fläkthuset.

Lågtryckskompressor

I lågtryckskompressorn hade ytterringen på ledskenekransen steg 1 lossnat från kärnmotorn på grund av att stödringen steg 2 brustit runt hela omkretsen. I ringen återstod 25 av totalt 56 ledskenor. Dessa var kraftigt böjda i rotorns rotationsriktning. Innerringen på ledskenekransen steg 1 hade brutits och lossnat. Delar av ringen återfanns i fläktkanalen.

Omfattande skador förekom på kompressorblad, ledskenor och tätningar i samtliga kompressorsteg. I de främre kompressorstegen var kompressorbladen och ledskenorna helt eller delvis bortbrutna. Gummitätningen hade slitits loss från ledskenekransarnas ytterringar. De kompressorblad och ledskenor som fanns kvar var avbrutna eller kraftigt deformerade. Skador och brottytor på kompressorbladen indikerar att dessa varit utsatta för onormala axiella och radiella belastningar.

Ledskenesegmenten i yttre ledskenekransen (fläktutloppet) saknades mellan position kl.4 till kl.11. Övriga segment återfanns i sina ursprungliga lägen delvis skadade och böjda i motorns rotationsriktning.

Främre stativ

Den främre, yttre fläktmanteln hade två genomgående sprickor, ca 1 120 och 750 mm långa samt omfattande skador i fläktkanalens ljuddämpningsmattor.

Den bakre, yttre fläktmanteln var sotig på utsidan och hade spruckit runt hela omkretsen. Flera hål hade uppstått i manteln varav ett var ca 230 x 120 mm stort och lokaliserat i position ca kl.3.30. I ett av hålen stack delar av en brusten ledskenekrans steg 7 ut. Insidan hade flera stora hål runt hela omkretsen i höjd med steg 7.

Det bakre, inre fläkthuset hade flera stora hål runt hela omkretsen och var delat i två delar. Materialet hade smält eller brunnit bort i hålen. Hålen var lokaliserade i området utanför högtryckskompressorns steg 7 och steg 8. Delar av den brustna ledskenekransen steg 7 stack ut igenom fläkthuset.

Mellanhuset hade omfattande skador på ledskenor, tätningar och ljudisoleringsmattor.

Högtryckskompressor

Kompressorbladen i högtryckskompressorn hade kraftiga skador i framkanter, bakkanter och i bladtoppar. De största skadorna hade uppstått i steg 7, steg 8 och steg 9. Bladtopparna hade där avverkats och bränts av ca 16 mm. De hade förlorat sin rektangulära form och fått en avrundad profil. Vissa blad var deformerade.

Ledskenekransen steg 7 hade brustit och lämnat sitt ursprungliga läge mellan rotorsteg 7 och steg 8. Delar av ytterringen med vidhängande ledskenor stack ut genom det inre fläkthuset mellan position kl.9 och kl.1. Innerringen med tätning hade brustit och stack ut ur ett hål i den bakre yttre fläktmanteln mellan position kl.4 och kl.7. Av totalt 52 ledskenor i steg 7 hade 12 ledskenor lämnat motorn.

Den främre delen av ytterringen i ledskenekransen steg 8 som utgör stöd för ledskenekransen steg 7 hade brustit runt hela omkretsen.

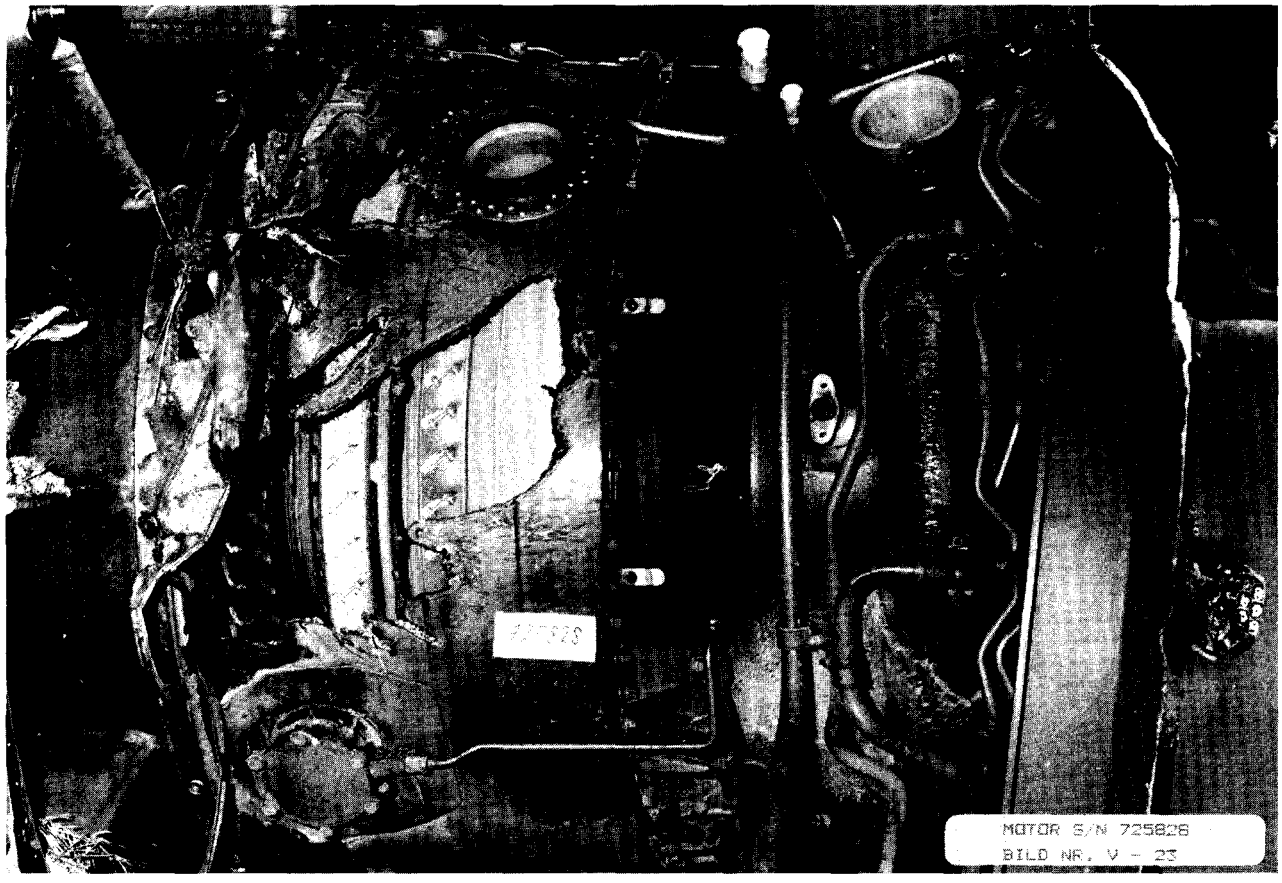
Övriga ledskenekransar i kompressorn hade slagskador och brännskador i varierande omfattning.

Övrigt

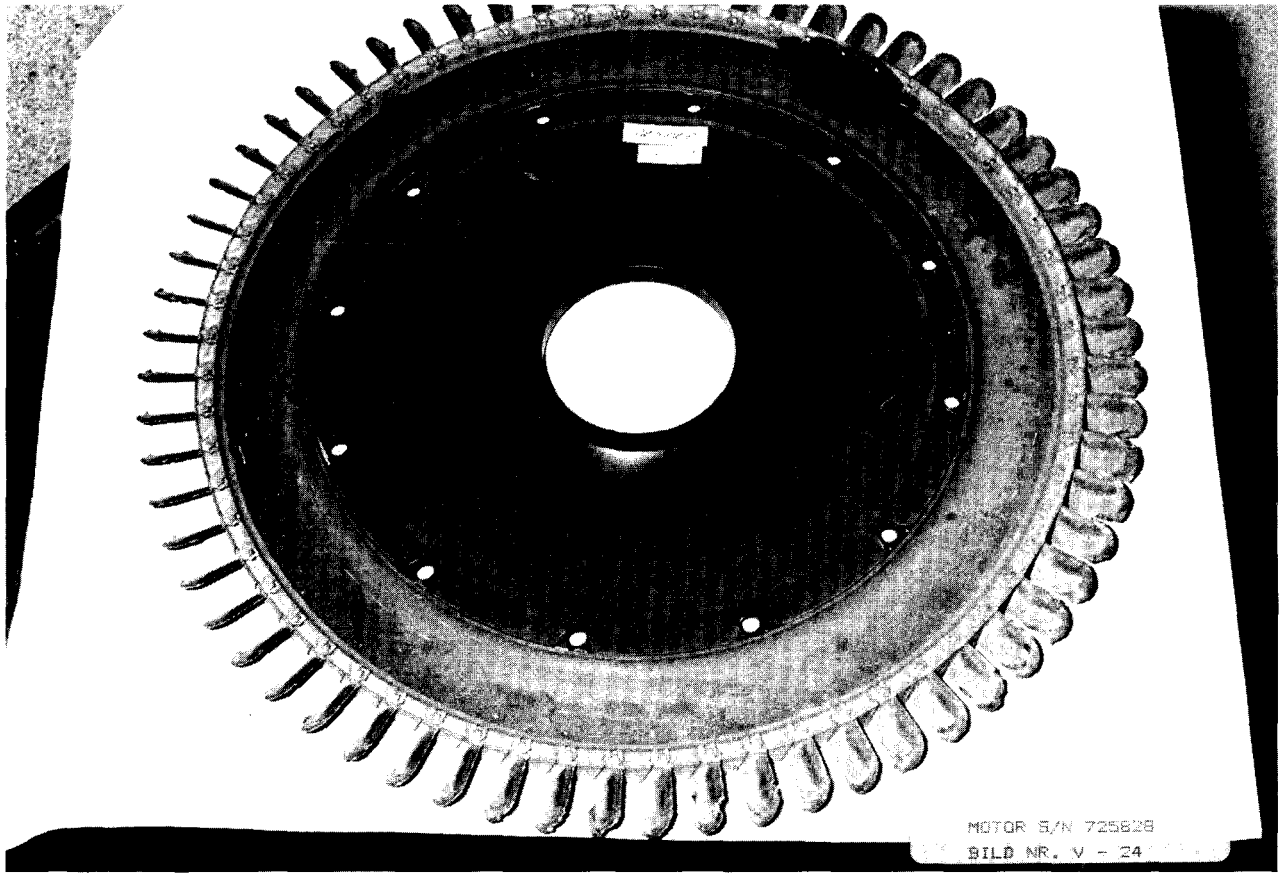
Värmeskölden utanför den bakre, yttre fläktmanteln var sotig. Värmesköldens nötningsskydd hade brännskador och var delvis smält. Luftavtappningsrören för avisning hade hål som orsakats av utslungade metalldelar.

Skador hade uppstått i samband med nedslaget mot marken.

Skador i kompressorhus



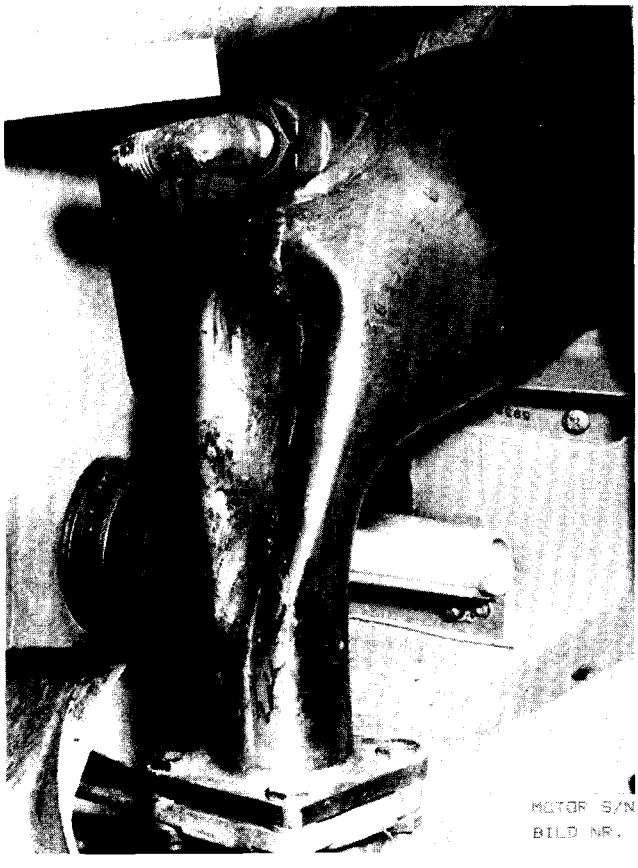
Skadade blad i högtryckskompressor



Bränslerör

Bränslerör P/N 9938338-6 som var monterat mellan brandskottet mot flygkroppen och motorns bränsleregulator i nivå med kompressorsteg 7 hade en slagskada på den sida som är vänd mot motorn. På den motsatta sidan av bränsleröret ca 42 mm från rörets övre fläns fanns en ca 22 mm lång spricka i en svetsfog med en största spaltbredd på ca 1,2 mm. Vid prov har flödet genom sprickan uppmätts till ca 5 liter per minut vid bränsletrycket 1 psig och ca 13 liter per minut vid 15 psig.

Skadat bränslerör



Spricka i svetsfog

Vid metallurgisk undersökning av bränsleröret har framkommit att tillverkningsdefekter förekom i svetsfogen i det område där sprickan uppstått. Sprickan i svetsfogen bedöms ha uppstått i samband med att den motsatta sidan av bränsleröret utsattes för det slag som förorsakade slagskadan på denna sida. Vid slaget uppstod spänningar i den defekta svetsfogen som fick den att spricka.

Övriga motormoduler

Förutom de skador som bedöms ha uppstått i samband med nedslaget mot marken begränsade sig övriga inre skador i motorn i huvudsak till metallbeläggningar samt slag- och slitskador i begränsad omfattning.

1.16.1.3 Skador i höger motor

Fläktsteg

I sammanlagt sju fläktblad, samlade i två sektorer om 50° vardera med ca 70° separation, fanns upp till 15 mm djupa och 80 mm långa, mjuka intryckningar i framkanternas konkava sida. Skadorna fanns i ett område från bladtopparna och 110 mm mot centrum. Skadornas utseende är typiskt för slagskador från »mjuka föremål«.

Samtliga fläktblad hade kraftiga slagskador längst hela bakkanten med lossbrutna bladbitar på upp till ca 30 x 20 mm storlek. Bakkanterna var böjda mot den konvexa sidan, upp till ca 20 mm in på bladkordan. Skadornas utseende är typiskt för slagskador från »hårda föremål«.

Den yttre fläktbladstätningen var kraftigt försliten utmed hela omkretsen. Slitspårets bredd var i genomsnitt 86,5 mm. Nominell spårbredd är 72,1 mm. Tätningen var försliten 2,00 mm i framkant och 2,44 mm i bakkant över nominellt mått. Bladtoppspelet var 5,4–6,0 mm.

Bitar hade slitits loss från ljudisoleringsmattorna i fläkthuset.

Lågtryckskompressor

I lågtryckskompressorn hade ytterringen på ledskenekransen steg 1 lossnat från kärnmotorn på grund av att stödringen steg 2 brustit runt hela omkretsen. I ringen återstod 37 av totalt 56 ledskenor. De återstående ledskenorna var kraftigt böjda i rotorns rotationsriktning och låg pressade mot ytterringen. Innerringen på ledskenekransen steg 1 hade brustit och lossnat. Delar av ringen återfanns i fläktkanalen.

Omfattande skador förekom på kompressorblad, ledskenor och tätningar i samtliga kompressorsteg. I de främre kompressorstegen var kompressorbladen och ledskenorna helt eller delvis bortbrutna. Gummitätningen hade slitits loss från ledskenekransarnas ytterringar. De kompressorblad och ledskenor som fanns kvar var avbrutna eller kraftigt deformerade. Skador och brottytor på kompressorbladen indikerar att dessa varit utsatta för onormala axiella och radiella belastningar.

Ledskenor i yttre ledskenekransen (fläktutlopp) var vridna i sina lägen. Luftledarmanteln bakom ledskenorna hade brutits bort.

Främre stativ

Främre och bakre yttre fläktmantlar hade skador i ljuddämpningsmattor.

Det bakre, inre fläkthuset hade flera stora hål motsvarande ca 80% av omkretsen. Materialet hade smält eller brunnit bort i hålen. Hålen var lokaliserade i området utanför högtryckskompressorns steg 7 och steg 8. Smält material hade stelnat i luftavtappningsventiler och i botten av det bakre, inre fläkthuset.

Mellanhuset hade skador på ledskenor och tätningar.

Högtryckskompressor

Kompressorbladen i högtryckskompressorn hade kraftiga skador i framkanter, bakkanter och i bladtoppar. De svåraste skadorna hade uppstått i steg 8 och steg 9.

Bladtopparna hade där avverkats och bränts av ca 18 mm. De hade förlorat sin rektangulära form och fått en avrundad profil. Vissa blad var deformerade.

Ledskenorna i ledskenekransen steg 7 hade slagskador i framkanten av upp till 5 x 5 mm storlek. Ledskenornas bakkanter var skadade av onormalt hög temperatur. Ca 25 mm av normalt 35 mm återstod av ledskenornas korda i det mest skadade området.

Den främre delen av ytterringen i ledskenekransen steg 8 hade brustit runt hela omkretsen. En ca 10 mm bred ring som utgör stöd för ledskenekransen steg 7 hade lossnat. I ytterringen hade ett brännhål på ca 30 x 7 mm storlek uppstått.

Övriga ledskenekransar i kompressorn hade slagskador och brännskador i varierande omfattning.

Övrigt

Luftavtappningsrören för avisning hade hål orsakade av utslungade metalldelar. Skador hade uppstått i samband med nedslaget mot marken.

Övriga motormoduler

Förutom de skador som bedöms ha uppstått i samband med nedslaget mot marken begränsade sig övriga inre skador i motorn i huvudsak till metallbeläggningar samt till slag- och slitskador i begränsad omfattning.

1.16.1.4 Uppsamlade delar

Ca 500 motordelar återfanns på marken i ett område som flygplanet passerade över ca 60–75 sekunder efter rotationen. Delarna utgör ca 30% av det material som totalt saknades i båda motorerna vid den tekniska undersökningen. Delar från båda motorerna har identifierats. De uppsamlade delarna kommer från motorernas främre del och består i huvudsak av fläktutloppsledskenor, kompressorblad, delar av ledskenekransar och stödringar.

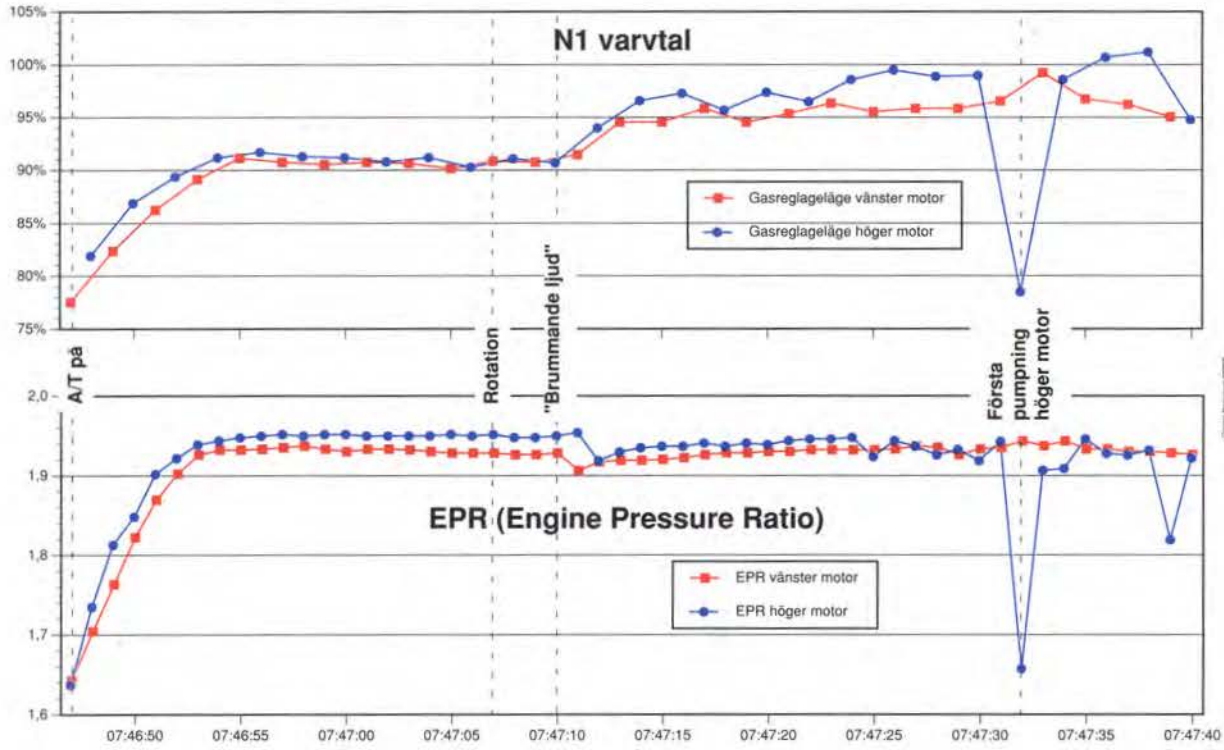
1.16.1.5 Förändring av N_1 och EPR vid lättning

Vid lättningen registrerades i QAR en ökning av motorernas N_1-varvtal med 4% på vänster motor och 6% på höger motor. Samtidigt minskade EPR med 0,02 respektive 0,03 enheter. Dessa registreringar har jämförts med motsvarande värden från tidigare starter med OY-KHO och med andra MD-81. Jämförelsen visar att värdena som konstaterades vid den aktuella starten inte var normala.

1.16.1.6 Driftsuppföljning

Motorernas prestanda har undersökts för tiden från den 11 april 1991 fram till haveritillfället. Båda motorerna uppvisar ungefär samma förändringar under perioden. Utvecklingen är förväntad och normal. Ingenting tyder på att motorerna före den aktuella flygningen varit utsatta för något onormalt som kan ha påverkat deras prestanda.

Förändring av N_1 och EPR vid lättning



1.16.1.7 Inverkan av ARTS

Motorernas bränsleregulatorer har kontrollerats i provbänk under samma driftsförhållanden som rådde kort innan motorerna havererade. Vid aktivering av ARTS ökade bränsleflödet till varje motor i ett steg med ca 1 300 lbs/h (734 l/t), vilket är normalt.

1.16.2 Andra berörda system

1.16.2.1 APU

Flygplanets APU var av typ Garrett GTCP-98DHF, S/N P-1106. APU med hjälpsystem har kontrollerats på verkstad. Vid kontrollkörning kunde den startas och belastas fullt ut vid det första försöket.

Teknisk undersökning av luftintagsluckorna visar att dessa stod öppna vid nedslaget. Jord och gräs har sugits in på ett sätt som tyder på att den gick med driftvarvtal vid nedslaget. Elsystemets komponenter stod efter haveriet i ett läge som motsvarar strömförsörjning från APU.

1.16.2.2 Elektriska komponenter

Ett flertal elektriska system och komponenter, som var installerade i Electronics compartment under förarkabinen, demolerades kraftigt vid nedslaget. Dessa har därför inte kunnat funktionsprovas.

De elektriska komponenter som ingår i överkopplingssystemet (Crosstie) och som haft betydelse för händelseförloppet har kontrollerats där så varit möjligt. Inga fel eller avvikelser som väsentligt kan ha inverkat på systemets funktion före haveriet har konstaterats.

Ytterligare ett antal komponenter i flygplanets styr- och indikeringssystem har kontrollerats utan anmärkning.

1.16.2.3 EFIS-system

De komponenter som ingår i vänster sidas EFIS-system har kontrollerats där så varit möjligt. Inga fel eller avvikelser som väsentligt kan ha inverkat på systemets funktion före haveriet har konstaterats på dessa.

1.16.3 Kabinsäkerhet

1.16.3.1 Simulering av kraschförloppet

SHK har tillsammans med den brittiska haverikommissionen (AAIB) genomfört en simulering av kraschförloppet. Studien har genomförts av Cranfield Impact Centre Limited (CIC) och The Motor Industry Research Association (MIRA), båda i Storbritannien. Med utgångspunkt i kända uppgifter om flygplanets hastighet, attityd, rollvinkel, massa och fördelning av massan under förloppet har CIC kalkylerat hastighet och last i olika riktningar för ett antal positioner i flygplanet. Med hänsyn till att personskadorna - både till antal och svårhetsgrad - var koncentrerade till flygplanets främre del, har beräkningarna främst inriktats på denna del. Resultatet av dessa beräkningar kan sammanfattas på följande sätt.

För passagerare som befann sig i den främre delen av flygplanet var accelerationen sannolikt

- i längdled (x-led) mellan -13,5 och -20,0 g,
- i sidled (y-led) mellan ±3,7 och ±5,0 g samt
- i lodled (z-led) mellan +29 och +30 g.

Med utgångspunkt i CIC:s beräkningar har MIRA experimentellt studerat skillnaden i belastning för olika kroppsdelar beroende på om passageraren intagit skyddsställning eller inte. Studierna visar att belastningen ökar avsevärt om passageraren intar vanlig sittande ställning. Som exempel kan nämnas att den maximala belastningen på huvudet ökar med ca 55%. Den kompressionskraft som verkar på ryggraden ökar från 2,24 kN till 13,5 kN.

1.16.3.2 Förarstolarna

Förarstolarna har undersökts under medverkan av tillverkaren och AAIB. Resultatet kan sammanfattas på följande sätt.

I fråga om *styrmannens* stol noterades först att en klämma av typen karthållare hade monterats på underredets ena sida med hjälp av plåtskruv. Den genomgående plåtskruven hade åstadkommit nästan genomgående spår i en innanförliggande del av underredet.

Vid demonteringen konstaterades att båda sprintarna till höjdjusteringsanordningen skjuvats av jäms med hålen. Hålen i strukturen var påfallande oskadade. Undersökning av hålen gav vid handen att sprintarna sannolikt suttit i tredje hålet uppifrån, vilket motsvarar en höjd av ungefär 25 mm ovanför bottenläget för stolen.

I understrukturen iakttogs mindre kompressionsskador på båda de främre stolsbenen i höjd med den bakre delen av golvinfästningarna. En mindre kompressionsskada kunde också ses i den högra undre profilen till höjdjusteringsanordningen.

Ryggdelen av stolen visade kompressionsskador i huvudsak lokaliserade i höjd med armstöden. Dessa skador är sannolikt orsakade av krafter överförda från axelbältena, som är förankrade i nederdelen av ryggplattan och avlänkade framåt i nackhöjd.

Sittplattan hade kompressionsskador som visade att lasten varit riktad framåt i minst lika hög grad som nedåt. Understrukturen till sittplattan visade nästan inga andra skador än sådana som berodde på att sittplattan slagit i botten efter det att höjdjusteringssprintarna gått av.

Skadorna på *befälhavarens* stol var av samma art som skadorna på styrmannens stol. Vissa skillnader fanns dock.

Stolen visade skruvhål och skador efter en eftermonterad klämma av samma typ som den som nämnts ovan. Klämman var emellertid borttagen.

Höjdjusteringsanordningen visade samma skador som fanns på styrmannens stol. Även här förelåg svårigheter att avgöra vilka hål som sprintarna suttit i. Det mesta talade dock för att det var de andra hålen uppifrån, dvs ett något lägre läge än för styrmannens stol.

Ryggstödet var praktiskt taget oskadat med bara mindre kompressionsskador i nedre delen. Reglagen för rygglutning var något böjda.

Skadorna på underredet var små och liknade skadorna på styrmannens stol. Enda skillnaden var att den enda kompressionsskadan av någon omfattning fanns på det högra främre benet.

1.16.3.3 Passagerarstolarna

Några av passagerarstolarna från flygplanet har undersökts i samarbete med tillverkaren och AAIB. Testresultaten visar att konstruktionen klarade certifieringskraven vid belastning i samtliga riktningar. Den klarade även en ökning av belastningen med tio procent i riktning framåt och nedåt utan synliga deformationer. När sidobelastningen ökades från certifieringskravet 3,0 g till 3,87 g kollapsade sätet.

1.16.3.4 Bagagehyllorna

Bagagehyllekonstruktionen har undersökts i samarbete med tillverkaren och NTSB. Resultaten visar att konstruktionen väl motsvarar certifieringskraven.

1.16.4 Avisningsutrustning

Den aktuella utrustningen användes vid flera avisningar morgonen den 27 december 1991. Efter haveriet togs utrustningen ur drift och genomgick en teknisk undersökning genom SAS försorg den 28 december. Resultatet av undersökningen inklusive tagna vätskeprov har ställts till SHK:s förfogande.

På uppdrag av SHK utförde Hägglunds/Moelv A/S i Norge den 3–4 januari 1993 på Stockholm/Arlanda en teknisk undersökning av den kompletta utrustningen. Avsikten med undersökningen var att fastställa om avisningsutrustningen i samband med avisningen av OY-KHO hade fungerat i enlighet med angivna specifikationer. Förutom den tekniska undersökningen har analys gjorts av prov från det parti varifrån avisningsvätskan som användes vid avisningen av OY-KHO kom.

Vid den tekniska undersökningen av utrustningen har ingenting framkommit som tyder på något fel eller signifikant avvikelse från gällande specifikation som skulle ha kunnat påverka möjligheten att avlägsna is och snö på flygplanet.

Prover på koncentrerad avisningsvätska togs den 28 december 1991 från det aktuella avisningsfordonet samt den 3 januari 1992 från påfyllningsdepån. Glykolkoncentrationen har marginell betydelse för avisningsförmågan men är av betydelse för att förhindra återfrysning efter avisning. Analys av båda proverna visar att glykolkoncentrationen i dessa var högre än 92,6% vilket uppfyller gällande specifikation.

1.17 Övrigt

1.17.1 Den assisterande kaptenen

Den assisterande kaptenen är 47 år. Han antogs 17 år gammal som fältflygarelev i flygvapnet. På förband flög han flygplan J 35 Draken. Han antogs år 1968 som flygförare i SAS. Han tjänstgjorde på flygplanstyperna DC-8 och Boeing 747 fram till år 1987, då han utnämndes till kapten med tjänstgöring på DC-9. Han omskolades senare till MD-80 och hade vid haveritillfället ca 920 flygtimmar på flygplanstypen.

1.17.2 Gällande tekniskt och operativt underlag

1.17.2.1 Tekniskt underlag

Maintenance Manual MD-80 (MM)

MM är tillverkarens tekniska underlag för tillsyn- och underhållsarbete på flygplanstypen och är anpassat för bruk inom SAS.

Line Maintenance Handbook (LMH)

LMH utges av företaget och innehåller standarder och bestämmelser för sådant underhållsarbete som utförs på flygplan i drift på baser och utestationer.

1.17.2.2 Flygoperativt underlag

FAA Approved Airplane Flight Manual Model DC-9-81 (FAA-AFM)

FAA-AFM är utgiven av flygplanstillverkaren och godkänd av den amerikanska luftfartsmyndigheten FAA. Den innehåller operativa begränsningar som har fastställts i samband med certifieringen. FAA-AFM är en del av luftvärdighetsbeviset och skall finnas för varje flygplansindivid.

Flight Crew Operating Manual MD-80 (FCOM MD-80)

FCOM är en förarhandbok utgiven av flygplanstillverkaren.

Flight Operations Manual (FOM)

FOM utges av företaget och innehåller standarder och bestämmelser för flygoperationerna. Den innehåller både myndighetsbestämmelser och företagsbestämmelser.

Aircraft Operations Manual MD-80 (AOM MD-80)

AOM MD-80 är den förarhandbok som SAS förare använder. Den är en företagsanpassad utgåva av FCOM. Den innehåller bl.a. de checklistor som redovisas nedan.

Route Manual (RM)

RM utges av företaget och skall medföras av varje förare vid flygning. Den innehåller för IFR-flygning nödvändig information och revideras en gång i veckan. En daglig uppdatering ingår i briefingunderlaget för varje flygning.

Under avsnitt 6 i OPERATIONAL INFORMATION i RM redogörs för avisning på marken.

Checklistor

Checklistor är utdrag ur AOM och indelas i två kategorier: normal checklist och emergency/malfunction checklist (normal checklista och nöd/felchecklista).

Den normala checklistan används vid varje flygning och innehåller för MD-80 ca 140 kontrollpunkter var och en innehållande en eller flera åtgärder. Hur åtgärd-

erna skall utföras finns i detalj beskrivet i den s.k. Expanded checklist som skall vara välkänd.

Nöd/felchecklistan används när driftstörningar uppstått. Den består av en pärm med tolv avsnitt. Den är utformad så att vissa driftstörningar betraktas som så allvarliga att de markerats på ett särskilt sätt. Om en sådan störning uppstår skall förarna kunna utföra vissa åtgärder omedelbart utan att behöva rådfråga checklistan, s.k. utantillpunkter. Under avsnittet POWER PLANT finns sådana åtgärder angivna endast i fråga om »Two engine flameout«.

I fråga om motorpumpning innehåller checklistan på sidan 13 i samma avsnitt följande.

ENGINE SURGING AND POPPING IN FORWARD THRUST

INDICATIONS

- Fluctuating or high EGT.
- N_1 and/or N_2 fluctuating.
- Popping or surging sound may be heard.

ACTIONS

1. AT switch ..... OFF.
2. Throttle, affected engine ..... REDUCE THRUST (IDLE IF REQUIRED).
3. Condition ..... CHECK
   - If Surging or popping continues, perform ENGINE SHUTDOWN Check List, 12-5.

   If surging or popping stops.
4. ENG IGN switch ..... GRD START & CONTIN.
5. ENG anti-ice switches ..... ON.
6. PNEU X-FEED VALVE lever, affected side ..... OPEN
7. AIR-FOIL anti-ice switches ..... ON
   - Correct EPR for ENG ANTI-ICE on.
8. Throttle ..... SLOWLY ADVANCE.
9. Condition ..... DETERMINE
   - No surging or popping – end of procedure.

   If surging or popping reoccurs
10. ENG ANTI-ICE switch, affected engine ..... OFF
11. Operate engine below level that causes surging or popping and avoid icing conditions or shutdown engine, see ENGINE SHUTDOWN Check List, 12-4.
12. End of Procedure.

Nöd/felchecklistan innehåller i ett annex en checklista för nödlandning omfattande 24 punkter där punkt 21 anger:

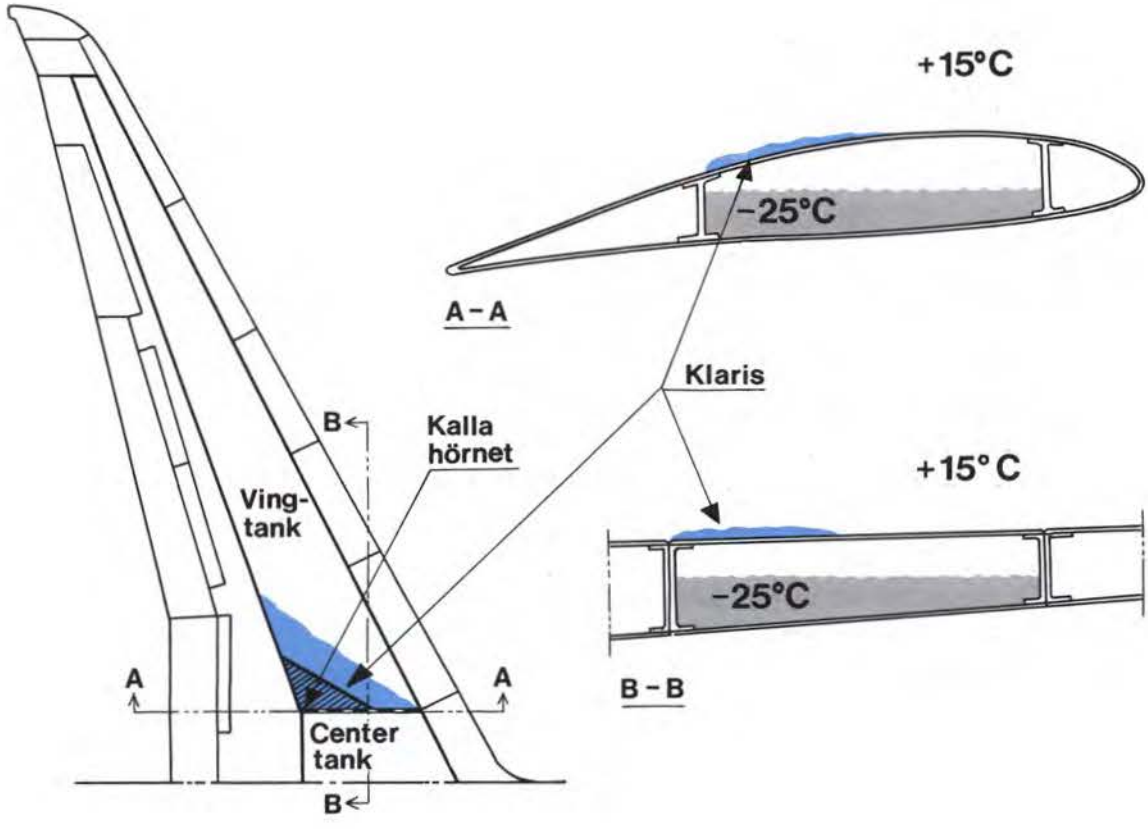
21. Landing gear – Landing only ..... DOWN & CHECKED
    – Landing config: FLAPS 28
    ARM SPOILER
    (Except for main gear unsafe or up indication).

1.17.3 Klaris

1.17.3.1 Historik

Flygplanstypen DC-9 har i olika versioner varit i trafik sedan år 1965 och hade fram till december 1991 tillverkats i nästan 2 000 exemplar. På DC-9-51 installerades två extratankar i kroppen för att ge flygplanet längre räckvidd. På MD-80 serien ökades centertankens volym genom att den delvis förlades ut i de större vingarna. De angränsande vingtankarnas innersta del, som innehåller det outnyttjade, ofta kraftigt nerkylda, restbränslet kom då att ligga i stort sett rakt framför motorernas luftintag.

Klaris



Fram till år 1981 hade rapporterats flera fall av »mjuka« FOD-skador på alla versioner av DC-9. Samma år skadades båda motorerna, varav den ena allvarligt, på en Finnair tillhörig DC-9-51 av klaris som lossnade från vingarna vid starten och sögs in i motorerna. Denna händelse rapporterades till myndigheter, tillverkare och operatörer.

Efter flera fall där klaris konstaterats finnas kvar på vingarna efter avisning summerade Finnair år 1985 sina erfarenheter i en rapport. I rapporten rubricerades problemet med klaris som inte upptäcks och avlägsnas som »The most difficult systematic threat to flight safety today«.

1.17.3.2 Åtgärder före haveriet

Myndigheterna

För att bl.a. utöva tillsyn över SAS har Danmarks, Norges och Sveriges luftfartsmyndigheter bildat ett gemensamt organ - *OPS-utvalget*. OPS-utvalget har inrättat ett särskilt tillsynsorgan, det *skandinaviska tillsynskontoret* (STK), för att på OPS-utvalgets vägnar utöva den flygtekniska och flygoperativa tillsynen.

STK behandlade vid ett sammanträde i maj 1989 en driftstörningsrapport från SAS som gällde motorpumpning till följd av att is sugits in motorerna på en DC-9-81 under flygning mellan Stockholm och Helsingfors. Sammanträdet ledde fram till att STK i ett brev till SAS fäste uppmärksamheten på det informationsmaterial som McDonnell Douglas hade publicerat om klarisproblemet och anmodade SAS att undersöka behovet av korrektiv.

Vid ett sammanträde i augusti 1989 följde STK upp brevet till SAS angående behovet av korrektiv. SAS meddelade vid ett sammanträde den 11 oktober 1989 att man i samarbete med bl.a. flygplanstillverkaren arbetade med klarisfrågan och att en rapport höll på att utarbetas. Rapporten som behandlade både kort- och långsiktiga åtgärder skulle sändas till STK så snart den var klar. Bulletiner om gällande avisningsprocedurer var distribuerade inom flygavdelningen och var under utarbetande inom den tekniska avdelningen.

I ett brev till STK i november 1989 rapporterade SAS från en »MD-80 ICE FOD CONFERENCE« i Zürich föregående månad. Av rapporten framgick att vissa av de åtgärder som föreslagits på konferensen krävde beslut av SAS ledning.

I ett protokoll från ett STK-sammanträde i februari 1990 antecknades att SAS uppgett att det pågick ett aktivt arbete med »DC-9 Ice Ingestion« och att SAS deltog i det internationella samarbetet på området. Som en följd av detta arbete tog SAS fram en på svenska avfattad avisningsinstruktion inför vinteroperationerna 1991/92. Den bedömdes av STK vara ett bra underlag för att komma till rätta med klarisproblemet. STK förvissade sig också om att instruktionen användes i utbildningen.

STK tog också del av vad SAS Line Maintenance Handbook (LMH) av den 15 september 1991 innehöll i fråga om upptäckt och avlägsnande av klaris. Enligt STK:s mening framgick tydligt av LMH att efterkontroll skulle göras, när klaris konstaterats på vingens översida och att det enda sättet att göra detta var att beröra vingen med händerna. STK bedömde LMH som ett fullt tillfredsställande underlag för utarbetandet av detaljerade föreskrifter. STK bytte vid den här tid-

punkten teknisk representant på Arlandabasen och denne genomgick en period av utbildning. STK ansåg sig därför inte ha någon möjlighet att fördjupa sig i problemet med klaris utan utgick ifrån att frågan var väl omhändertagen genom SAS egenkontroll.

Flygplanstillverkaren

McDonnell Douglas gav från år 1985 ut omfattande information, bl.a. flera »All Operators Letters« (AOL) som behandlade klarisproblemet. I ett AOL den 14 oktober 1986 informerades operatörerna om hur Finnair löst problemet med att upptäcka klaris. År 1986 rekommenderade tillverkaren installation av varseltrianglar med indikeringssnoddar på vingarnas kritiska områden. År 1989 blev sådana standard på nytillverkade flygplan. Åren 1988 och 1989 anordnade McDonnell Douglas »Theme conferences«, som avhandlade klarisbildning och åtgärder för att förebygga motorskador. SAS deltog i dessa konferenser.

Under år 1991 tillhandahöll McDonnell Douglas följande modifieringar (Service Bulletin, SB) i syfte att komma till rätta med klarisproblemet:

- *Isvarningssystem (Ice FOD Alert System) - SB 30-64 (daterad Apr 02 1991)*: På översidan av varje vinge installeras en givare som vid is ger en varningssignal till förarna.

- *System för inpumpning av tankat bränsle vid vingtankarnas inre del (Inboard Refueling System) - SB 28-59 (daterad Apr 02 1991)*: Modifieringen innebär att bränslesystemet byggs om så att nytankat varmare bränsle blandas med stillastående kallt bränsle i vingtankarnas djupa del vid den inre delen.

- *Växelvis bränslekonsumtion (Alternate Fuel Burn System, AFBS) - SB 28-58 (daterad Apr 08 1991)*: Systemet, vars syfte är att skapa ett isolerande luftskikt mellan bränslet i vingtankarna och strukturen i vingens ovansida, ombesörjer automatisk växelvis förbrukning från centertank och vingtankar. Först förbrukas bränsle ned till en nivå som motsvarar ca 5 000 kg i centertanken. Sedan kopplas vingtankarna in så att bränslet i dessa förbrukas ned till en nivå som motsvarar ca 1 800 kg i varje vingtank. Därefter kopplas centertanken åter in och töms.

Ovan angivna modifieringar var inte obligatoriska. De infördes av tillverkaren som standard på flygplan levererade fr.o m. början av oktober 1991. De har inte, med undantag för ett provflygplan, införts på de SAS MD-81 som levererats före den tidpunkten.

Flygföretaget

Klarisproblemen på flygplanstypen var kända inom SAS sedan år 1985. Installation av varseltrianglar med indikeringssnoddar genomfördes efter en teknisk order i oktober 1987. I olika bulletiner genom åren beskrevs klarisproblemet ingående och i december 1988 omnämndes i en AOM-bulletin till förarna att problemet betraktades som det största hotet mot flygsäkerheten för dagen.

Den 26 oktober 1991 gav SAS ut en FLIGHT DECK BULLETIN/WINTERIZATION till samtliga förare. I avsnittet Basic Regulations angavs: »It is the P-i-C responsibility to check the aircraft for any ice or snow that may affect the performance.« I ett speciellt avsnitt »CLEAR ICE« behandlades problemet klaris varvid påpekades: »Although the awareness within Line Maintenance is mostly good, the responsibility again leans on P-i-C that the aircraft is physically checked by means of a hands-on check on the upper side of the wing. A visual check from a ladder or when standing on the ground is *not* enough.«

Den 6 december 1991 utfärdade SAS en AOM Bulletin MD-80 där bl.a. risken för motorskador orsakade av klaris behandlades. I bulletinen nämndes också att det på vissa destinationer (Linate, Fiumincino och Nice) fanns uppenbara risker eftersom markpersonalens uppmärksamhet på problemet där inte alltid kunde förväntas vara den bästa. Vidare angavs att »rime on the underside of the wing is a good reason to believe that there is ice on the upper surface during precipitation«.

I den studiehandledning (MD-80 STUDY GUIDE) som förarna erhåller vid utbildningen på MD-80 fanns inte klaris omnämnt. De datoriserade självstudierna refererade till gällande bestämmelser i FOM och AOM. I dessa fanns ingen information om klarisproblemet. Styrmannen har efter haveriet uppgett att han under utbildningen på MD-80 inte hade fått klart för sig vidden av klarisproblemet.

I det avsnitt i AOM som behandlar s.k. walk-around inspection fanns ingen speciell anvisning om kontroll av is före flygning. Dock angavs på en bild lämplig inspektionsväg som går under framkanten av vingen där rimfrost under vingtankarna normalt bildas. I den normala checklistan fanns ingen speciell kontrollpunkt avseende is och snö förutom en punkt avseende avisning som utförs med motorerna i gång. I tillhörande expanded checklist angavs för kontrollpunkten i fråga endast att den pålagda vätskans verkningstid (Holdovertime) skulle verifieras mot en tabell.

Under kapitlet DE/ANTIICING i RM fanns ingenting skrivet om klarisproblemet.

Den tekniska divisionen har ansvaret för att avisningen utförs på ett riktigt sätt. Inom divisionen var klarisproblemet väl känt och hade behandlats i utbildning, instruktioner och tekniska bulletiner. Före vintersäsongen fick berörd personal på Arlandabasen utbildning i avisning.

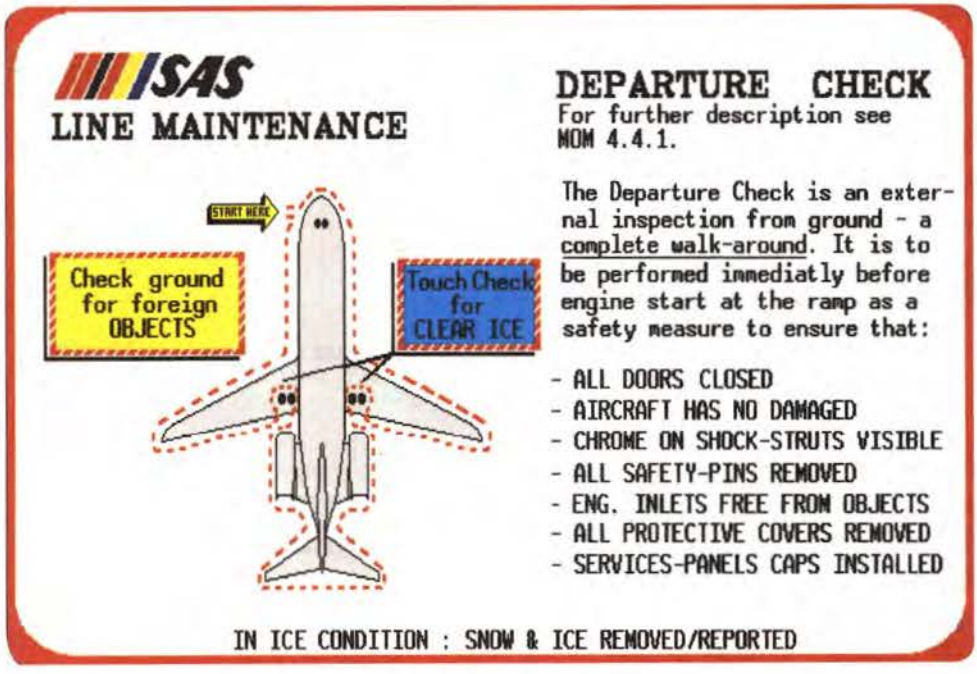
I LMH fanns i avsnittet 6.12.3 »DEPARTURE CHECK« följande instruktion: »Check that the aircraft is free from ice, snow and frost with special attention to clear ice forming (touch check). Also that arrangements for remote deicing is coordinated with P-i-C. NOTE: If clear ice is formed, the aircraft shall be inspected after deicing to ensure that all clear ice has been removed.«

I LMH:s avsnitt 7.9.3 »SNOW AND ICE ELIMINATION ON GROUND« fanns klarisproblemet omnämnt under rubriken »CHECKS FOR THE NEED TO DE-ICE« enligt följande: »If frost or ice has formed on the lower wings surface tank area and the aircraft, during its ground time, has been subject to precipitation condition (rain, drizzle, fog) or when there is a doubt as to whether that clear ice has formed on the wing upper surface, the wing upper surface has to be checked using suitable means of access in order to detect the possible clear ice. Heavy freezing has been reported during drizzle/rain even at temperatures up to +15°C. It must

always be remembered that below a snow/slush layer there can be a clear ice which is very difficult to detect.«

En »SAS Line Maintenance avisningsinstruktion vintern 91/92« i svensk utgåva (se bilaga 5) utfärdades i november 1991. I den hade gällande instruktioner och allmänna råd rörande isbildning och avisning sammanställts för berörd personal i Sverige. Avisningsinstruktionen, som inte hade status av ett registrerat tekniskt underlag, användes vid utbildningen och tilldelades tekniker och mekaniker. För den dagliga tjänsten hade varje tekniker och mekaniker utrustats med ett utdrag ur LMH i form av en plastad checklista för departure check enligt nedanstående bild.

Checklista för departure check



Den mekaniker som ansvarade för avlämningen av flygplanet anställdes i företaget i juni 1990 och utbildades i avisning samma höst. Han deltog hösten 1991 i en repetitionskurs under en dag varvid den ovan nämnda avisningsinstruktionen genomgicks.

Personalen på avisningsbilen hade beträffande klaris fått samma utbildning som tekniker och mekaniker. Som instruktion användes tidigare nämnda »Line Maintenance avisningsinstruktion vintern 91/92«. Särskild skriftlig instruktion beträffande borttagande av konstaterad klaris på vingarna fanns inte.

Den som skötte sprutmunstycket på avisningsbilen anställdes i november 1991. Han hade genomgått en tredagarskurs i avisning med en dags teoretisk och två dagars praktisk utbildning. Denna följdes av en treveckorsperiod med praktiska övningar på flygplan som bl.a. innebar borttagande av klaris. Han hade också sett en videofilm som behandlade problemet. Han hade under de två månader som han varit anställd utfört flera borttagningar av klaris.

1.17.3.3 Åtgärder efter haveriet

FAA

FAA arrangerade den 17 juni 1992 ett möte med MD-80-operatörer med anledning av FAA-förslag till bestämmelse - Notice of Proposed Rule Making (NPRM) - om obligatoriskt införande av SB 28-59 Piping for Inboard Refuelling System och SB 30-64 Ice FOD Alert System. Flygbolagen ifrågasatte modifieringarnas effektivitet. FAA gick då med på att uppskjuta kravet i avvaktan på prov som fyra flygbolag, däribland SAS, skulle göra under vintersäsongen 1992/93.

Den 3 januari 1992 beslutade FAA i AD 92-03-02 att SB 30-59 (installation av fyra varseltrianglar med indikeringssnoddar på vingarnas översida) skulle vara obligatorisk.

Flygplanstillverkaren

Flygplanstillverkaren har till berörda flygföretag gett ut ett antal AOL där bl.a. följande ämnen behandlats:

- Inspektion och åtgärder för att förebygga klaris på vingens översida.
- Åtgärder vid frostbeläggning i tankområdet på vingens undersida.
- Borttagning av snö och is.
- Start vid risk för isbildning
- MD-80 motorpumpning.

Flygplanstillverkaren har vidare arrangerat flera konferenser avseende problemet med insugning av is i motorerna på MD-80.

Flygföretaget

Dagen efter haveriet sände SAS ett telex till alla stationer där flygbolaget opererar DC-9/MD-80. I detta krävdes att fysisk inspektion av vingens översida skulle göras som en del av den normala avgångskontrollen året om. Inspektionen av klarisförekomst skulle upprepas efter de-icing. Samtliga indikeringssnoddar skulle vidröras för hand.

Därefter har med första revisionsdatum den 30 december 1991 ett antal revisioner och kompletteringar gjorts i LMH bl.a. rörande:

- Metoder och utrustning för kontroll av förekomst av klaris före och efter avisning.
- Rapportering av utförd klariskontroll.
- Överföring av bränsle från vingtankar (huvudtankar) till centertanken.
- Montering av motorskydd.
- Inspektion av motorernas luftintag.

1.17.4 Övriga åtgärder efter haveriet

FAA

FAA föreskrev den 23 april 1992 genom luftvärdighetsdirektiv AD 92-10-13 att den av FAA godkända flyghandboken för flygplanstypen, Airplane Flight Manual,

skulle kompletteras med information om bl.a. risken för att ATR aktiveras av motorpumpning samt en instruktion om hur förarna skall handla vid motorpumpning under start. Som första punkt i denna instruktion föreskrivs att ATS skall kopplas ur.

Flygplanstillverkaren

FAA-AFM har reviderats med avseende på åtgärder vid motorpumpning. Flygplanstillverkaren har gett ut ett AOL (FO-AOL-9-021 MD-80 Engine Surges) till berörda flygföretag där bl.a. följande behandlats:

- FAA AD 92-10-13.
- Automatic Reserve Thrust System (ARTS).
- Automatic Thrust Restoration (ATR).

Flygföretaget

AOM har kompletterats med information om ATR.

Den normala checklistan har kompletterats beträffande avrapportering av genomförd klariskontroll.

Nöd/felchecklistan har kompletterats med avseende på åtgärder vid motorpumpning.

1.17.5 SK 483 den 27 december 1991

En SAS MD-81 med linjenummer SK 483 startade från Stockholm/Arlanda 18 minuter efter OY-KHO för en flygning till Oslo. Flygplanet hade under natten varit parkerat utomhus och före flygningen avisats av samma personal som avisat OY-KHO men under kontroll av en annan mekaniker. Efter landningen i Oslo informerade en passagerare kaptenen att han hört onormala ljud i samband med starten och observerat klaris på vingarna. Vid inspektion av vingarna konstaterades att ca 20 % av vänster vinge och 30 % av höger vinge var täckt med klaris med början ca 1,5 meter från flygplanskroppen. Efter att motorernas luftintag inspekterats och flygplanet avisats, flögs det tillbaka till Stockholm/Arlanda. Där kontrollerade man motorernas fläktsteg, varvid det konstaterades att fem fläktblad på vänster motor hade mjuka intryckningar i framkanternas konkava sida och måste bytas.

1.17.6 Företagets tekniska och operativa organisationer

Tekniska divisionen

Den tekniska divisionen ansvarar för allt flygtekniskt underhåll. Chefen för divisionen är ansvarig gentemot luftfartsmyndigheterna. Verksamheten bedrivs på baserna på Köpenhamn/Kastrup, Oslo/Fornebu och Stockholm/Arlanda samt på ett antal utestationer inom SAS linjenät. Vissa ansvarsområden är fördelade mellan de

olika baserna. Det administrativa ansvaret för det tekniska underhållet på flygplan i drift (Line Maintenance) är förlagt till Köpenhamnsbasen. Kontrollansvaret åvilar varje bas.

Operativa divisionen

Inom den operativa divisionen är flygchefen och inte divisionschefen operativt ansvarig gentemot luftfartsmyndigheterna. Under flygchefen sorterar avdelningen Flight Standards som har till uppgift att utfärda operativa föreskrifter, utveckla operativa standarder, sätta mål för förarutbildningen samt följa upp flygverksamheten.

Inom avdelningen ligger ansvaret för verksamheten på en Fleet Chief Pilot som finns för varje flygplanstyp. Till sin hjälp har han en Fleet Technical Pilot, en Fleet Engineer och en Chief Flight Instructor. På varje bas finns en Chief Pilot för flygplanstypen med uppgift bl.a. att genom löpande kontakter med linjepiloterna följa upp den operativa standarden.

Fleet Technical Pilot för DC-9 hade som tilläggsuppgift att vara s.k. project pilot de-icing. Någon arbetsbeskrivning fanns inte. Hans huvuduppgift var att sprida kunskap om deicing-procedurer och att skriva den årligen utkommande FLIGHT DECK BULLETIN/WINTERIZATION. Efter varje vintersäsong sammanträdde en arbetsgrupp under hans ledning och utvärderade avisningsverksamheten under den gångna säsongen. Arbetsgruppen sammanträdde också varje höst och lade upp riktlinjerna för avisningen under den kommande säsongen.

Kvalitetssäkring

Utöver den kvalitetssäkring som är integrerad i linjeorganisationen finns det en särskild Quality Assurance-funktion. Dess uppgift är att följa upp att verksamheten bedrivs enligt gällande krav. Inom den tekniska divisionen är den direkt underställd chefen för divisionen, medan den inom den operativa divisionen lyder direkt under flygchefen.

Denna organisationsstruktur innebär att Quality Assurance är en del av linjeorganisationen.

I en stabsfunktion direkt underställd chefen för SAS Airline finns en Quality Management-grupp. Gruppen har till uppgift att mer övergripande granska verksamheten utifrån en total kvalitetssynpunkt. Gruppen är representerad i en av flygbolaget tillsatt arbetsgrupp, Flight Safety Quality Board.

2 Analys

2.1 Flygningen

2.1.1 Förarnas agerande före motorstoppen

Det brummande ljud som registrerades av CVR efter rotationen uppfattades av befälhavaren men han kunde inte identifiera det. När flygplanet nått 1 124 fots höjd registrerade CVR ljudet av en motorpumpning. Det hade då förflutit 25 sekunder från rotationen. Sju sekunder senare på 1 482 fots höjd registrerades nästa motorpumpning. Den följdes tre sekunder senare av ytterligare en, varvid styrmannen enligt CVR yttrade: »Tror det är ... kompressorstall.«

På grund av att flygplanet vibrerade kraftigt och motorparametrarna varierade snabbt var motorinstrumenten svåra att avläsa för framför allt befälhavaren som också måste koncentrera sig på att flyga flygplanet. Under rådande förhållanden upplevde förarna särskilt den digitala presentationen som svåravläst.

I en stressad och kritisk situation har instrumentens storlek och utformning stor betydelse. AAIB företog i samband med utredningen av Kegwortholyckan i England[1] en undersökning bland 120 förare om deras erfarenheter av elektroniska motorinstrument av samma utförande som i OY-KHO. I studien konstateras sammanfattningsvis att ca hälften av de tillfrågade ansåg att de moderna instrumentens kortare elektroniska visare var svårare att avläsa vid snabba förändringar än de äldre elektromekaniska instrumenten.

Trots svårigheten med att avläsa instrumenten härledde förarna störningen till den högra motorn och styrmannen misstänkte motorpumpning. I detta skede drog befälhavaren tillbaka höger motors gasreglage utan att pumpningarna upphörde. Detta registrerades av QAR som en ändring i gasreglagets läge med ca 10%[2]. På grund av att ATR aktiverats dessförinnan (se 2.2.1) hade dock gasreglagen rört sig framåt ca 7% från CLAMP-läget. Gasreglaget kom därför genom befälhavarens åtgärd att föras tillbaka till ett läge som var endast ca 3% lägre än CLAMP-läget. Om motsvarande avdrag hade gjorts från CLAMP-läget skulle effekten ha reducerats med ytterligare ca 7%. Om detta varit tillräckligt för att häva motorpumpningarna går inte att fastställa. Genom att ATR var aktivt, vilket förarna inte var medvetna om, fortsatte pådraget så snart befälhavaren släppte gasreglaget.

Befälhavaren beordrade inte fram nöd/felchecklistan. Ca 22 sekunder efter den första motorpumpningen fällde styrmannen ett yttrande som måste tolkas som en fråga till befälhavaren om nöd/felchecklistan. Styrmannen tog därefter fram den men den kom aldrig till användning.

---

[1] AAIB Report 4/90 on the accident to Boeing 737-400 G-OBME near Kegworth, Leicestershire on 8 January 1989

[2] Fullt reglageutslag från tomgång till maximal dragkraft utgör 100% och motsvarar 60° vinkeländring på gasreglaget.

Det förekom inte någon simulatorträning eller annan utbildning om problemet med motorpumpning. Avsaknaden av sådan utbildning och den omständigheten att åtgärder vid motorpumpning inte var utantillpunkter i nöd/felchecklistan förklarar varför förarna inte vidtog adekvata åtgärder. Vid ett praktiskt prov i simulator har det visat sig att det bara för att nå fram till första åtgärdspunkten i checklistan tar i stort sett den tid som förflöt från det att pumpningarna började till dess att båda motorerna hade havererat.

Genom det snabba händelseförloppet blev inte heller den information från en flygkapten i den bakre delen av kabinen om att »höger motor stallar«, som flygvärdinnan försökte föra vidare till förarna, till någon hjälp. Flygvärdinnans anrop via interfonförbindelsen till befälhavaren som denne inte besvarade gjordes bara ca tio sekunder innan motorerna havererade.

En fråga som har ställts under utredningen är varför befälhavaren inte valde att plana ut på 2 000 fot, som är den gällande utflygningshöjden vid motorstopp (engine failure) under start, och minska dragkraften på båda motorerna. Förklaringen kan vara att den störning som det var fråga om här i nöd/felchecklistan inte hänförs till »ENGINE FAILURE«. SHK anser att befälhavarens beslut att fortsätta stigningen genom den nyss angivna höjden var i överensstämmelse med fastställda och intränade rutiner.

Den omständigheten att besättningen inte hann använda nöd/felchecklistan förklarar varför befälhavaren inte fortsatte det påbörjade gasavdraget på högermotorn trots att ryckningarna och skakningarna i planet fortsatte. Risken med felaktiga åtgärder hade påpekats för förarna mot bakgrund av bl.a. Kegwortholyckan, där orsaken till haveriet var att fel motor stängdes av i samband med motorstörning. Förarna var därför instruerade att inte göra någonting förhastat. Dragkraftsbortfall i en motor skall normalt inte påverka den andra motorn. Förarna hade därför ingen anledning att misstänka annat än att det var ett isolerat - om än inte klart definierat - fel i den högra motorn, vilket i sämsta fall skulle kunna leda till ett haveri på den motorn.

Motorpumpningar är inte ovanliga i moderna jetmotorer. De kan snabbt leda till att motorn förstörs. Det är därför av största betydelse att förarna utan dröjsmål vidtar de åtgärder för att stoppa pumpningarna som föreskrivs i nöd/felchecklistan. SHK finner det anmärkningsvärt att motorpumpningar under start inte var behandlade i FAA Approved Flight Manual. De checklistor som tagits fram av tillverkaren och SAS innehöll inte heller någon utantillpunkt om åtgärder vid motorpumpning. SHK anser vidare att åtgärder vid motorpumpning borde ha behandlats vid typutbildningen och tränats regelbundet i simulator.

2.1.2 Förarnas agerande efter motorstoppen

Efter det att motorerna hade havererat anropade styrmannen Stockholm kontroll. Elva sekunder senare rapporterade styrmannen att man hade problem med motorerna och behövde återvända till Stockholm/Arlanda.

Att styrmannen i den rådande situationen inte använde nödanropet »MAYDAY, MAYDAY, MAYDAY« har sannolikt inte påverkat förloppet. Det är dock av vikt att nödanrop används, när situationen påkallar det.

Eftersom dörren till förarkabinen var öppen kunde händelseförloppet följas av den uniformerade flygkaptenen på stolsrad två. På grund av att han uppfattade situationen som kritisk och inte kunde märka att några åtgärder vidtogs med anledning av de pumpningar som han själv identifierat, skyndade han in i förarkabinen för att erbjuda hjälp. Befälhavaren accepterade erbjudandet och uppdrog åt honom att starta APU. Att styrmannen räckte över nöd/felchecklistan till den nytillkomne kaptenen måste tolkas så att även styrmannen upplevde honom som en förstärkning av besättningen. Den assisterande kaptenens agerande, som kan sättas i fråga från rent principiella utgångspunkter, kom att få flera positiva effekter.

Med flygplanets båda motorer ur funktion hade förarna hamnat i en ytterst svår situation. En nödlandning under sådana omständigheter ställer stora krav på förarna där det är viktigt att den som flyger flygplanet odelat får koncentrera sig på flygningen. Enligt SHK:s mening finns inget som visar annat än att de tre förarna var för sig och tillsammans verksamt bidrog till den lyckade nödlandningen.

De två EFIS-bildskärmarna vid vänster förarplats slocknade kort efter det att motorerna slutat fungera. Med anledning av detta har det under utredningen ifrågasatts om befälhavaren inte borde ha försökt att återfå EFIS-presentationen genom att koppla över höger sidas EFIS-bilder till vänster sidas bildskärmar eller använda Emergency Power. En annan möjlighet hade varit att överlåta åt styrmannen att flyga planet eftersom denne hade fungerande EFIS-skärmar. Enligt SHK:s mening finns inget belägg för att utgången av händelseförloppet skulle ha blivit i någon mening mera positivt genom sådana åtgärder.

Som framgår under 1.1 fälldes klaffarna successivt ut sedan motorerna hade stannat. SAS nöd/felchecklista för MD-80 innehåller inte tillräckliga instruktioner om fart och klaffsättning vid inflygning och landning med båda motorerna obrukbara. Nöd/felchecklistor för äldre versioner av DC-9 innehåller sådana instruktioner. SHK anser att det är en brist i nöd/felchecklistan för MD-80 att instruktioner saknas. Förarnas åtgärder måste ändå anses ha varit framgångsrika i detta fall.

2.1.3 Kabinbesättningens åtgärder

Kabinbesättningens åtgärder vid förberedelserna inför flygningen följde föreskrivna rutiner. Genom att avgången blev försenad fannns det god tid för förberedelsearbetet.

Som angetts i det föregående gjorde en av flygvärdinnorna ett misslyckat försök att via interfonförbindelsen komma i kontakt med förarkabinen för att vidarebefordra en upplysning om att »höger motor stallar«. Hon använde sig inte av s.k. emergency call, dvs. att hålla ringknappen intryckt i minst tio sekunder.

I instruktionen om rapportering till förarkabinen av oregelbundenheter under flygning, t.ex. motorstörningar, anges inte att emergency call skall användas. Det sägs bara att rapportering skall göras men inte hur. I föreliggande situation är det ovisst om förarna skulle ha svarat även om flygvärdinnan använt emergency call och i vart fall hade informationen kommit för sent för att vara till någon hjälp för förarna. I en annan situation kan det vara av avgörande betydelse att kabinbesättningen kommer i kontakt med förarkabinen. Det är därför en brist att instruktionen till kabinbesättningen inte anger när emergency call skall användas.

Enligt nödinstruktionen skall befälhavaren en minut före en nödlandning beordra intagande av skyddställning genom att upprepade gånger tända och släcka skylten »fasten seat belts« (brace for impact signal). Detta gjordes inte. Däremot ropade befälhavaren ett par gånger »Prepare for an on ground emergency« vilket vid ett tillfälle med hög röst upprepades av den assisterande kaptenen. Genom att dörren till förarkabinen var öppen, uppfattades ropen av kabinbesättningen och flera passagerare.

Pursern vidarebefordrade befälhavarens meddelande via högtalaranläggningen följt 20 sekunder senare av uppmaningen »Keep your seat belts fastened, keep calm«. Ca 20 sekunder före kraschen ropade pursern över högtalaren »Bend down, hold your knees«. Uppmaningen ropades också av kabinbesättningen i den bakre delen av kabinen på engelska och svenska.

De flesta av passagerarna följde kabinbesättningens uppmaning om att inta skyddsställning vilket på grundval av de studier som redovisas under 1.16.3.1 måste bedömas ha bidragit till att personskadorna blev lindriga.

Nödchecklistan för kabinbesättningen innehåller bestämmelser om åtgärder vid förberedda nödlandningar. Däremot saknas föreskrifter för kabinbesättningens agerande vid nödlandningar av det slag som det var fråga om här.

Enligt instruktionen för kabinbesättningen skall information som rör flygsäkerheten meddelas på engelska vid utrikesflygningar. På SAS flygplan där majoriteten av passagerarna kan förväntas vara skandinaviska medborgare anser SHK att sådan information bör ges också på något av de skandinaviska språken.

Från kommunikationssynpunkt var det av värde att dörren till förarkabinen stod öppen. Befälhavarens intentioner nådde fram till pursern. Den öppna dörren ledde också till att både kabinbesättningen och den assisterande kaptenen blev varse nödläget. Att ha dörren till förarkabinen öppen stämmer emellertid mindre väl med det s.k. sterile cockpit concept, som bl.a. innebär att förarna under start- och landningsfasen inte får störas.

Den öppna dörren hålls i läge av en magnet som inte förmår att hålla dörren säkrad vid en hård landning eller kraftig turbulens. Om dörren lossnar kan den skada dem ur kabinbesättningen som har sin sittplats i främre delen av kabinen. Från kraschsäkerhetssynpunkt är flygplanet certifierat med stängd dörr.

Mot bakgrund av det anförda ifrågasätter SHK om det bör vara tillåtet att flyga med dörren till förarkabinen öppen.

2.2 Inverkan av ATR och ARTS

2.2.1 ATR

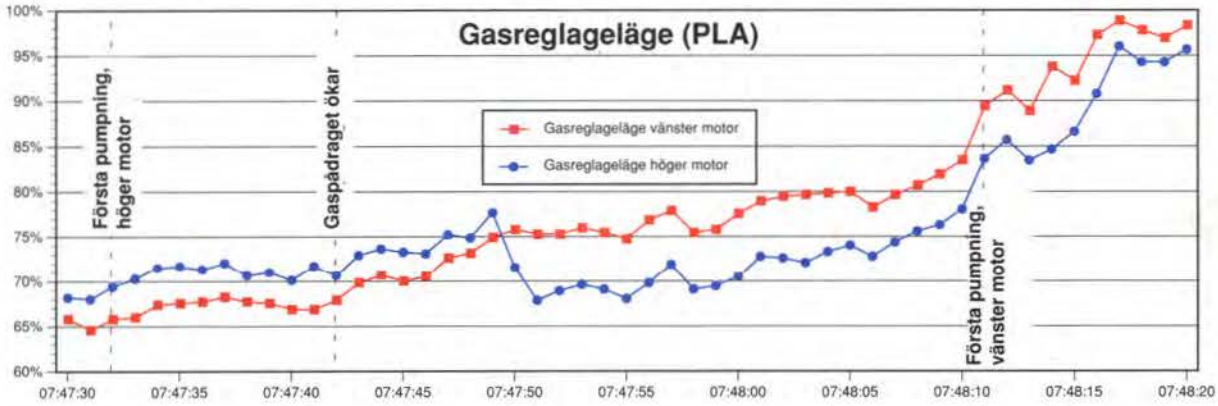
Vid dragkraftsbortfall på en motor under startfasen skall ATR se till att ATS omedelbart reglerar dragkraften på den fungerande motorn till EPR G/A. ATS manövrerar alltid motorernas gasreglage samtidigt och lika. Detta innebär att ett motorpådrag som har initierats genom ATR även kommer att omfatta den motor som föranlett att systemet aktiverades.

När flygplanet i stigning passerade höjden 350 fot över marken uppfylldes de kriterier som erfordras för automatisk armering av ATR.

Under 2.3.3 redovisas uppkomsten och effekten av de pumpningar som började i höger motor. När den första pumpningen inträffade registrerades motorernas EPR till 1,943 respektive 1,657 och N_1-varvtalet till 97,9% respektive 78,5%. EPR-differensen blev därmed 0,286 och N_1-differensen 19,4% vilket innebar att förutsättningarna för automatisk aktivering av ATR var uppfyllda. Att en aktivering också kom att ske framgår av att ATS enligt QAR-registreringen gick över från CLAMP till G/A en sekund efter den första pumpningen.

I och med att ATS gått över till G/A började ATS öka gaspådraget för att få motorernas dragkraft att nå det nya högre EPR som gällde för G/A. Eftersom detta EPR steg med ökande flyghöjd kom pådraget på båda motorerna att öka successivt under stigningen.

Automatisk PLA-ökning



Som framgår under 2.3.2 förorsakade skadorna i motorernas fläktsteg en aerodynamisk störning som ledde till att motorernas EPR sjönk något i förhållande till de andra prestandaparametrarna. Detta medförde att ett större gaspådrag än normalt erfordrades för att motorerna skulle nå EPR för G/A.

Motorpumpningar stoppas normalt genom att gaspådraget minskas. En ökning av gaspådraget får däremot till följd att pumpningarna fortsätter med ökande intensitet. Gaspådraget och pumpningsintensiteten har i detta fall successivt ökat till dess motorerna havererade. Det exceptionella i det här fallet var att båda motorerna utsattes för i princip samma behandling med resultat att båda havererade på samma sätt.

FAA förutsåg inte vid godkännandet av ATR att detta system skulle kunna aktiveras av en motorpumpning och orsaka gaspådrag på den pumpande motorn. Risken uppmärksammades först i samband med detta haveri, vilket har föranlett FAA att ge ut Airworthiness Directive AD 92-10-13. Där föreskrivs att FAA-AFM skall kompletteras med information om bl.a. risken för att ATR aktiveras av

motorpumpning samt en instruktion om hur förarna skall handla vid motorpumpning under start. Som första punkt i denna instruktion föreskrivs att ATS skall kopplas ur.

SHK anser att det dessutom - för operatörer som inte använder Noise Abatement Thrust Cutback Procedures - bör finnas möjlighet att koppla bort ATR.

2.2.2 ARTS

Vid starten armerades ARTS automatiskt. En sekund innan dragkraften på höger motor upphörde började N_1-varvtalet på denna motor att sjunka snabbt samtidigt som motorpumpningarna fortsatte i vänster motor. Motorernas N_1-varvtal var då 95,8% respektive 55,4%. N_1-varvtalsdifferensen mellan motorerna var därmed större än 30,2% samtidigt som båda motorernas N_1-varvtal var högre än 64% vilket innebär att ARTS sannolikt aktiverades vid detta tillfälle. Ökning av bränsleflödet till vänster motor som registrerades en sekund senare kan vara en indikation på att så skett. Två sekunder senare slutade även vänster motor att ge dragkraft.

2.2.3 Kännedom om ATR inom SAS

Vid tiden för haveriet saknades inom SAS kännedom om ATR. Förarna var därför inte utbildade på ATR och information om det saknades i deras operativa underlag.

Emellertid fanns all erforderlig information i tillverkarens manualer som var tillgängliga inom företaget. Systemet ingick visserligen inte i flygplanstillverkarens interna underlag för produktionsprovflygning, Production Flight Procedure Manual (PFPM), men det fanns beskrivet i FAA Approved Flight Manual under rubriken »Manual Thrust Cutback Procedures for Noise Abatement« och i McDonnell Douglas' Flight Crew Operating Manual under rubriken »Select Flight Director/ Autopilot Takeoff Mode«.

ATR var alltså beskrivet i manualer som varje operatör är skyldig att ta del av. Även om systemet ursprungligen var framtaget för användning vid speciella procedurer, som inte tillämpades av SAS, borde en tillräckligt noggrann genomgång av manualerna ha lett till att SAS uppmärksammat systemet och utbildat förarna i dess funktion.

Om förarna hade varit informerade om ATR hade de haft större möjligheter att lägga märke till övergången från CLAMP till G/A. De hade då haft bättre förutsättningar för att vidta adekvata åtgärder.

Det var en allvarlig brist i flygsäkerheten att förarna saknade kännedom om ATR och dess funktion. En aktivering av ATR sker utan särskild indikering och på ett sådant sätt att det kan undgå förarna. Pådraget på båda motorerna kom nu att ske utan förarnas vetskap.

2.3 Motorhaverierna

2.3.1 Allmänt

Ingenting har framkommit som tyder på att flygplanets motorer före rotationen hade något tekniskt fel som inverkade på uppkomsten av motorpumpningarna. Ett tillverkningsfel i en svetsfog på flygplanets huvudbränslerör till vänster motor har dock bidragit till att ett bränsleläckage uppstod i samband med motorhaveriet.

Haveriförloppet var mycket likartat i båda motorerna. Analysen av haveriförloppet gäller därför för båda motorerna om inte annat anges i det följande.

2.3.2 Aerodynamiska störningar i fläktstegen

Moderna turbofläktmotorer är känsliga för skador på fläktblad och yttre fläktbladstätningar. Fläktbladsskador som är lokaliserade till bladens ytterändar är speciellt kritiska. Sådana skador kan vid hög motoreffekt ge upphov till lokala fläktbladsavlösningar (fan tip stall). N_1-varvtalet ökar och EPR minskar då något i förhållande till andra motorparametrar. Avlösningarna kan växa och bilda »roterande celler« i fläktsteget med s.k. kontinuerlig roterande fläktbladsavlösning.

Vid lättningen registrerades i QAR en ökning av N_1-varvtalet med 4% på vänster motor och 6% på höger motor och en minskning av EPR-värdet med 0,02 respektive 0,03 enheter. Denna prestandaförändring är inte normal. Prestandaförändringen och det brummande ljud som registrerades i CVR ca tre sekunder efter rotationen tyder på att en kontinuerlig, roterande fläktbladsavlösning då uppstod i vart fall i den högra motorn.

De konstaterade skadorna på fläktbladens framkanter är lokaliserade till bladens ytterändar och har karaktären av »mjuka« intryckningar utan jack eller repor. Denna typ av skador uppstår när is, fåglar e.d sugs in i motorerna. Den yttre fläktbladstätningen skadades samtidigt genom att bladen böjdes och vreds så att bladtopparna kom i kontakt med tätningsytan och slipade bort viss del av tätningsmaterialet.

2.3.3 Motorpumpningar

I 1.6.3.3 beskrivs uppkomsten och effekten av motorpumpning. Ökningen av N_1-varvtalet ändrade förhållandet mellan lågtrycks- och högtrycksrotorernas varvtal, vilket minskade motorns pumpningsmarginal. Vid det rådande, höga effektuttaget fanns därmed förutsättningar för att de aerodynamiska störningarna i fläktsteget skulle fortplantas till kompressorerna och förorsaka motorpumpning.

Den första av flera pumpningar i höger motor registrerades i QAR och CVR 25 sekunder efter det att flygplanet lättat. I QAR-utskriften har pumpningarna registrerats som kraftiga fluktuationer i flera parametrar. Gaspådraget (PLA) var då 69,56% och motorns EPR var en sekund före pumpningen 1,943. Av 2.2.1 framgår hur ATS genom inverkan av ATR aktiverades och orsakade ett motorpådrag ca tio sekunder efter den första pumpningen. Detta pådrag bidrog till att pumpning-

arna fortsatte och ökade i intensitet tills motorn slutligen havererade 51 sekunder efter den första pumpningen.

Pumpningarna i vänster motor började 64 sekunder efter lättningen. PLA var då 89,45%. Motorns EPR var två sekunder före den första pumpningen 1,963. Pumpningarna fortsatte tills motorn havererade 14 sekunder senare.

Risken för motorpumpning till följd av skador i fläktsteget beror på skadornas omfattning och karaktär. Fläktbladen i höger motor har de största skadorna i bladens toppar medan fläktbladen i vänster motor har de största skadorna närmare centrum. Detta är huvudorsaken till att pumpningarna i vänster motor började senare och vid ett högre effektuttag. När väl vänster motor börjat pumpa skedde detta med större kraft eftersom motorn då arbetade med högre effekt.

2.3.4 Kompressorhaverier

Pumpningarna utsatte motorerna för aerodynamiska och mekaniska påfrestningar som blev större med den ökande motoreffekten. Motorskadorna tyder på att ledskenekransarna steg 1 genom dessa påfrestningar slutligen bröts sönder. De slagskador som konstaterats på fläktbladens bakkanter har till stor del orsakats av lossbrutna delar från ledskenekransarna. Delarna följde därefter med luftströmmen in i lågtryckskompressorerna och orsakade omfattande skador på de främre stegen i dessa. Blad och ledskenor i de bakre delarna av kompressorerna har skadats av delar som slagits loss längre fram i motorerna.

Erfarenheter från tidigare fall där kompressorskador har uppstått i samband med motorpumpningar visar att ledskenekransen steg 1 ofta varit den del i motorn som först gett vika. Redan före detta haveri hade därför motortillverkaren börjat införa en förstärkt infästning av ledskenorna i kransens innerring för att öka motorns motståndskraft vid motorpumpningar. Denna modifiering var dock inte införd på de aktuella motorerna.

Stora krafter frigjordes vid kompressorhaverierna som för varje motor bedöms ha skett inom loppet av någon sekund. Lossbrutna motordelar kastades även framåt i lågtryckskompressorerna och spreds vidare ut genom fläktkanalerna. Motordelar från båda motorerna har uppsamlats i ett område som flygplanet passerade över vid den tidpunkt när motorerna enligt QAR-registreringen havererade.

Höger motor pumpade i 51 sekunder innan den havererade. Pumpningarna i vänster motor skedde vid ett högre effektuttag och belastade därmed motorn med större krafter. Den motorn havererade därför redan efter att ha pumpat i 14 sekunder. Haveriförloppet på denna motor kan dessutom ha påskyndats av ett ökat bränsleflöde genom att ARTS aktiverades kort innan motorn havererade (se 2.2.2).

Ingenting tyder på att motorerna hade några andra skador när motorpumpningarna började än de begränsade skador som uppstod i fläktstegen när flygplanet lättade. Dessa skador var inte mer omfattande än att pumpningarna i höger motor sannolikt hade upphört om motoreffekten reducerats tillräckligt. Därefter skulle höger motor ha kunnat användas med reducerad dragkraft. I vänster motor hade pumpningar troligen inte uppstått alls om den ursprungliga dragkraften bibehållits under stigningen. Med tillräckligt reducerad dragkraft på höger motor och bibehål-

len dragkraft på vänster motor skulle motorerna sannolikt inte ha havererat. Flygplanet skulle då ha kunnat återvända för landning.

2.3.5 Brand i högtryckskompressorerna

Titanlegeringar kan antändas och brinna vid temperaturer över 1 600°C om det finns tillgång till syre i stor mängd. Kompressorbladen i stegen 7–9 i högtryckskompressorn samt det bakre, inre fläkthuset är tillverkade av titanlegering. Båda motorerna har skador som visar att titanbrand har förekommit i dessa områden.

När motorernas kompressorer havererade rådde högt lufttryck och därmed rik syretillgång. Lokalt alstrades höga temperaturer genom friktion mellan roterande, statiska och lossbrutna metalldelar. Delar av titanlegering antändes därmed.

Genom en kombination av höga temperaturer och mekaniska belastningar uppstod hål i motorernas bakre, inre fläkthus vilka utgör tryckkärl för högtryckskompressorerna. Därmed sjönk trycket och temperaturen vilket gjorde att titanbranden upphörde spontant efter det korta haveriförloppet.

2.3.6 Brand innanför vänster motors motorkåpor

När vänster motor havererade slogs ett hål upp i den yttre fläktmanteln i höjd med steg 7 och 8. Genom hålet slungades delar av ledskenekransen steg 7 ut och träffade huvudbränsleröret. Detta deformerades på den sida som är vänd mot motorn. Därvid uppstod en spricka i en svetsfog på rörets motsatta sida på grund av att svetsfogens hållfasthet var nedsatt genom ett tillverkningsfel. Genom sprickan i bränsleröret sprutade flygbränsle under högt tryck ut i motorutrymmet och antändes.

Branden aktiverade brandvarningssystemet 13 sekunder efter det att vänster motor havererat. När styrmannen kort därefter utlöste vänster motors brandsläckningssystem stängdes bränsletillförseln och branden släcktes.

2.4 Klaris

2.4.1 Klarisbildning

Det är väl känt att klaris kan bildas på vingarnas översidor vid hög luftfuktighet eller regn i kombination med att flygplanet har starkt nedkylda vingar. Det är också väl känt att sådan is bryts loss genom vingarnas rörelser vid lättning.

Under flygningen från Zürich hade bränslet blivit kraftigt nedkylt. Efter landningen fanns 2 550 kg bränsle kvar i vardera vingtanken, vilket motsvarar ca 60% av tankvolymen. Detta bränsle uppgick till en sådan mängd att det har kylt ned vingarnas översidor. De meteorologiska förutsättningarna för klarisbildning var i det närmaste optimala. Den flygtekniker som inspekterade planet under natten

konstaterade att klaris hade bildats på vingarna redan då. Vidare såg passagerare dels i samband med avisningen att indikeringssnoddarna inte rörde sig, dels i samband med lättningen att is lossnade från vingarna. Av 2.3.2 framgår att motorskadorna initierades av att »mjuka« föremål sögs in i motorerna.

Mot denna bakgrund finner SHK det ställt utom allt tvivel att klaris lossnat från vingarna i samband med att flygplanet lyfte och att isen därefter sögs in i motorerna.

2.4.2 Avisning

Det är ytterst befälhavarens ansvar att försäkra sig om att avisning sker med tillräcklig noggrannhet. Det är emellertid den tekniska divisionen som har att svara för att avisning genomförs och kontrolleras. Förutom de bulletiner som under årens lopp getts ut inom den tekniska divisionen genomfördes före vintersäsongens början utbildning av all berörd personal. Varje mekaniker var utrustad med en checklista som angav att han skulle kontrollera om det förekom klaris genom att med handen känna efter på vingarnas översidor.

Det saknades detaljerade instruktioner med fast nomenklatur som beskrev hur kontrollen av klarisförekomst skulle gå till, hur isen skulle avlägsnas samt hur efterkontroll och avrapportering till befälhavaren skulle ske.

I det aktuella fallet borde det ha stått klart för mekanikern att han skulle undersöka om det fanns klaris eftersom rimfrost hade konstaterats på vingarnas undersidor i tankområdet. Han utförde också en sådan undersökning genom att klättra upp på en stege och med ena knäet uppe på framkanten av den vänstra vingen nära flygkroppen med handen känna på vingens översida. Han kunde då inte upptäcka någon klaris där och drog den felaktiga slutsatsen att det inte heller fanns någon klaris längre bak. Den fanns emellertid där i ett område som han med en sådan kontroll inte kunde nå.

För att kunna genomföra en effektiv undersökning hade det krävts att mekanikern gått upp på vingen, som var hal på grund av nederbörden.

Eftersom han inte kunnat konstatera någon klaris före avisningen saknade mekanikern anledning att utifrån gällande instruktioner kontrollera saken på nytt efter det att avisningen genomförts.

Den tekniska utrustning som användes för avisningen har undersökts av SHK. Undersökningen visar att den svarade mot gällande specifikationer.

2.4.3 SAS hantering av klarisproblemet

Risken för insugning av klaris i motorerna på flygplanstypen har varit känd under flera år. Redan år 1985 uppmärksammades att en DC-9-51 fick allvarliga motorskador av denna orsak. På MD-80-serien är denna risk större genom vingtankarnas utformning och motorernas större luftintag. Tillverkaren har därför under årens lopp vidtagit en rad åtgärder för att informera flygplansanvändarna om problemen samt distribuerat flera servicebulletiner i syfte att minska riskerna.

Problemet har således varit känt inom SAS under lång tid. Redan år 1987 utrustades flygplanen med varningstrianglar med indikeringssnoddar för att underlätta upptäckten av klaris. Frågan har också behandlats i intern information under årens lopp. I bl.a. den s.k. Winterization Bulletin till företagets samtliga förare, utgiven i oktober 1991, belystes problemet ånyo. Det konstaterades där att det är befälhavarens ansvar att kontrollera förekomst av snö och is som skulle kunna påverka flygplanets prestanda.

Vid utbildningen av MD-80-förare har klarisproblemet inte behandlats speciellt. Några särskilda skriftliga instruktioner för hur förarna skulle agera om det förelåg risk för klarisbildning fanns inte heller framtagna. Om förarna haft bättre kunskaper om klaris och entydiga instruktioner, hade den sannolikt varit mer uppmärksam på risken för klarisbildning.

För den tekniska personalen innehåller LMH i fråga om klariskontroll följande. »... when there is a doubt as to whether clear ice has formed on the wing upper surface, the wing upper surface has to be checked using suitable means of access in order to detect the possible clear ice.« I »Line Maintenance avisningsinstruktion vintern 91/92« för Arlandabasen står följande beträffande klariskontroll. »Fysisk handkontakt med vingens ovansida och knackning med baksidan på en mejsel är de enda pålitliga metoderna för att upptäcka clear-ice. ... Om de yttre omständigheterna ger anledning till misstanke om clear-ice måste bägge vingarnas ovansida inspekteras, även om den först inspekterade vingen är fri från clear-ice.«

Den tekniska personalen hade alltså kännedom om klarisproblemet genom utbildning och information. Det är däremot SHK:s uppfattning att klarisproblemet i LMH, som är det formella regelverket för det direkta arbetet, hade en undanskymd plats och saknade detaljerade instruktioner om hur klariskontrollen skulle genomföras. Inte heller skedde någon uppföljning av hur kontrollen utfördes i den dagliga verksamheten.

SHK finner vidare att det är förvånande att det inte fanns någon rutin för rapportering av klarisobservationer. Det är klarlagt att den tekniker som inspekterade flygplanet under natten konstaterade förekomst av klaris. Några instruktioner som ålade honom att rapportera detta till den mekaniker som skulle genomföra avgångskontrollen på morgonen fanns emellertid inte.

Inte heller hade den tekniska personalen tillgång till lämpliga hjälpmedel för att genomföra kontrollen effektivt. För att utan risk för olycksfall nå det kritiska området på vingens översida hade krävts antingen speciella verktyg eller särskilt konstruerade stegar.

Det måste betecknas som anmärkningsvärt att den mängd av olika varningssignaler om riskerna med klaris som under årens lopp kommit in till SAS inte ledde till att effektiva åtgärder vidtogs för att säkerställa att flygplan inte startade med klaris på vingarna.

Det är uppenbart att egenkontrollen inom SAS brustit i vad gäller omhändertagandet av problemet med klaris. Det framgår också att det skandinaviska tillsynskontoret inte känt till den bristande egenkontrollen. SHK vill erinra om att idén med egenkontroll förutsätter att tillsynsmyndigheten förvissar sig om att företagen har en väl fungerande sådan.

2.5 Elektriska störningar

2.5.1 Strömavbrott

Enligt QAR-utskriften uppstod två kortvariga strömavbrott i flygplanets vänstra elsystem under flygningen.

Det första strömavbrottet inträffade 16 sekunder efter det att vänster motor slutat att ge dragkraft och varade i ca två sekunder.

Före strömavbrottet försörjdes flygplanets vänstra elsystem från vänster motors generator och det högra från höger motors generator. Tre sekunder före strömavbrottet aktiverades vänster motors brandsläckningssystem. Då kopplades även den motorns generator bort, varvid den högra generatorn övertog hela elförsörjningen genom AC Crosstie System. Genom fartvinden drevs höger motors N_2-rotor med ca 50% varvtal vilket var tillräckligt för att dess generator skulle kunna försörja båda elsystemen.

Strömavbrottet på ca två sekunder i samband med överkopplingen kan ha berott på en fördröjning i vänster GCU som i sin tur styr AC Crosstie Relay. Modifieringarna SB 90-201 och SB 91-201, som har till uppgift att eliminera risken för överkopplingsfördröjningar, var inte införda på denna GCU. Fördröjningen kan även ha orsakats av ett fel i någon av de enheter som inte har kunnat kontrolleras eller av felaktig spänning i systemet.

Det andra strömavbrottet inträffade 29 sekunder senare och varade i ca åtta sekunder.

Vid denna tidpunkt hade högermotorns N_2-varvtal sjunkit till ca 41%. Vid detta låga varvtal förmådde inte höger generator leverera ström med rätt spänning och frekvens. Ett totalt strömavbrott i båda elsystemen uppstod därmed.

Efter det att motorerna stannat försökte den assisterande kaptenen att starta flygplanets APU. Han uppfattade själv försöket som misslyckat. Det kan antas att startförsöket gjordes ca en halv minut efter det att båda motorernas dragkraft upphört.

Den tekniska undersökningen av APU visar att startförsöket lyckades och att APU gick med fullt varv vid nedslaget. Normal tid från det att APU-start initieras i luften till dess att APU kan leverera elkraft till systemet är 30 till 50 sekunder. Tidpunkten när APU kunde börja leverera elkraft till de båda systemen sammanfaller väl med den tidpunkt när elavbrottet enligt QAR upphörde 53 sekunder efter det att motorerna slutat att ge dragkraft. Båda elsystemen var därefter fram till haveriet strömförsörjda från APU.

2.5.2 EFIS

Enligt befälhavaren slocknade de två EFIS-bildskärmarna vid vänster förarplats efter motorhaverierna. Vänster EFIS-system ingår i det vänstra elsystemet och var därför spänningslöst under de två avbrott som nämnts ovan.

Att starta EFIS-systemet tar normalt 1–6 sekunder. Orsaken till att vänster EFIS-system inte återstartade efter strömavbrotten har inte kunnat fastställas. Flera i systemet ingående komponenter skadades vid haveriet och har inte varit möjliga

att undersöka. Fel kan ha uppstått i någon av dessa komponenter i samband med de två täta strömavbrotten.

Även det högra EFIS-systemet var spänningslöst under det andra strömavbrottet. Förarna har inte observerat något problem med detta system varför normal återstart av allt att döma skedde när spänningen återkom.

2.6 Överlevnadsaspekter

2.6.1 Allmänt

En serie lyckliga omständigheter ledde fram till att överlevnadsmöjligheterna vid haveriet blev goda. En möjlig plats för nödlandningen låg inom räckhåll. Flygplanet bromsades upp på ett mycket gynnsamt sätt och tog mark rättvänt. Uppbrytningen av flygplanet i tre delar skapade goda möjligheter för evakuering trots att endast fem av de åtta nödutgångarna kunde användas. Någon brand utbröt inte trots att stora mängder bränsle spreds på haveriplatsen.

2.6.2 Kabinsäkerhet

SHK:s utredning ger till en början vid handen att flygplansstrukturen och inredningen svarat mot de krav som ställts i samband med certifieringen. En helt annan fråga - som delvis diskuteras nedan i 2.7.1 - är om certifieringskraven är på en lämplig nivå.

På en punkt måste svaret på denna fråga obetingat bli nej. Det gäller de krav som ställs på bagagehyllorna. Trots att konstruktionen visat sig väl uppfylla de certifieringskrav som gällde och att bagagehyllorna inte var överbelastade, föll hyllor i stor utsträckning ned från sina infästningar. Vidare öppnades ett stort antal dörrar till hyllorna, vilket medförde att handbagage föll ut. Det måste anses otillfredsställande att kraven är så låga att hyllorna och deras innehåll kan medföra skador på passagerarna vid ett haveri som i övrigt inte är svårare än att samtliga ombordvarande har överlevt - de flesta med lindriga skador. SHK har därför tillsammans med National Transportation Safety Board (NTSB) i mars 1992 hemställt hos FAA att myndigheten skall överväga en förändring av kraven på så sätt att de definieras med utgångspunkt i de dynamiska krafter i olika riktningar som uppstår vid ett haveri där de ombordvarande har möjlighet att undkomma utan svårare skador.

Skadeutfallet beror inte bara på hastigheter och laster utan även på längden av pulserna. De undersökningar av hastigheter, laster och pulslängder som gjorts för dem som befann sig i den främre delen av flygplanet visar - vilket också bekräftas av den medicinska utredningen - att påfrestningarna låg nära den gräns där svårare skador är oundvikliga.

Tre av de åtta nödutgångarna i flygplanet gick inte att utnyttja. I ett fall - bakre nödutgången över höger vinge - hänger detta bl.a. samman med att bagagehyllor

tömts på sitt innehåll och att detta tillsammans med annat blockerat åtkomsten till dörren. I ett annat fall - bakre ingångsdörren - visar utredningen att det berott på strukturskador i samband med markkontakten. I det tredje fallet var orsaken emellertid att innehållet i vissa stuvningsutrymmen och - främst - i en av ugnarna i bakre galleyområdet blockerade utrymningsvägen så att öppningsmekanismen visserligen var åtkomlig men inte kunde användas. Enligt SHK:s mening bör det övervägas att skärpa kraven på sådana stuvningsutrymmen i syfte att minska risken för att nödutgångar blockeras på det sätt som skedde i detta fall.

SHK vill också i detta sammanhang fästa uppmärksamheten på placeringen av det mittre kabinbesättningssätet (mid jump seat). Enligt uppgift har placeringen tillkommit för att förbättra uppsikten över den del av kabinen som ligger framför galleyområdet. Det är dock ofrånkomligen så att sätet om det inte är tomt blockerar utrymningsvägen framåt för dem som sitter längre bak om den bakre dörren inte skulle gå att använda; en situation som är långt från orealistisk. Det kan därför ifrågasättas om detta är en lämplig konstruktionslösning.

Kabinbesättningens agerande under haveriförloppet och omedelbart därefter bidrog till att personskadorna blev begränsade och att evakueringen genomfördes snabbt och effektivt. SHK har emellertid konstaterat att kabinbesättningen inte hade möjlighet att nå sina nödchecklistor från de positioner som de skall ha i nödlägen. Detta framstår som olämpligt.

2.6.3 Räddningsverksamhet

2.6.3.1 Alarmering och efterforskning

Enligt SHK:s mening skedde alarmeringen och efterforskningen effektivt. I vissa fall kan konstateras att insatstiderna blev kortare än vad som varit att förvänta.

2.6.3.2 Räddningsinsats

Under utredningen har - främst från passagerarna - riktats kritik mot arbetet på olycksplatsen. Kritiken har i huvudsak gått ut på att arbetet gick alltför långsamt och att passagerarna kom att få vistas utomhus under lång tid.

När jourhavande brandingenjör i Räddsam Norr - som var räddningsledare under i stort sett hela förloppet - kom fram till olycksplatsen konstaterade han att endast ett fåtal personer var skadade. Han visste att flera helikoptrar var på väg till platsen, att flera ambulanser likaså var på väg samt att bussar var rekvirerade för avtransport av oskadade och lindrigt skadade. Mot denna bakgrund gjorde han bedömningen att insatsen skulle komma att bli kortvarig. Han avstod därför från att till haveriplatsen rekvirera de värmetält som fanns tillgängliga på brytpunkten. Han avstod vidare från att inrätta en ledningsstab.

Tre omständigheter försvårade arbetet i inledningsskedet. Den första var att räddningsledaren inledningsvis inte var medveten om de svårigheter med radiosamband som förelåg på platsen. Den andra var att han underskattade problemen med registrering och avtransport av lätt skadade och oskadade passagerare. Den tredje var att de direktiv som polispersonalen vid Gottröra kyrka fick för trafikregleringen fram till haveriplatsen var knapphändiga. På grund av sambandsproblemen

kunde de inte heller få kompletterande direktiv per radio. De tvingades därför att själva försöka bedöma vilka fordon som skulle släppas fram. Kommunikationsproblemen var väl kända av polispersonalen från Norrtälje men knappast av några av de andra styrkorna på platsen. De upptäcktes emellertid snabbt. Några åtgärder för att komma till rätta med dem vidtogs emellertid inte förrän personalen i polisens ledningsbuss med bättre teknisk utrustning på eget initiativ förflyttade bussen från brytpunkten till haveriplatsen.

Under utredningen har framkommit att räddningstjänsten inte var medveten om att det fanns syrgasgeneratorer innehållande natriumklorat ombord på flygplanet. SHK anser att dessa förhållanden bör beröras i räddningstjänstutbildningen.

2.6.3.3 Registrering

Registrering av de ombordvarande är en nödvändighet för att klarlägga att ingen saknas. Detta är en synnerligen grannlaga uppgift för polisen. Genom att en svår flygolycka snabbt blir känd, uppstår ett mycket starkt tryck att få information om tillståndet för passagerarna. De uppgifter som lämnas ut måste vara korrekta. Det får självfallet inte förekomma att polisen lämnar en uppgift till en anhörig om att en efterfrågad passagerare t.ex. är anträffad och oskadad, om inte uppgiften är kontrollerad och helt säker. En sådan för tidigt lämnad, inte helt bekräftad uppgift kan, om uppgiften sedan visar sig vara felaktig, innebära en större tragedi för de anhöriga än om de fått vänta ytterligare en stund på en korrekt uppgift.

Det var mot bakgrund härav enligt SHK:s mening väl motiverat att de registrerande polismännen lade ned stor möda på att verkligen säkerställa att samtliga registrerades och stämdes av mot passagerarlistan. Det noggranna registreringsförfarandet bör också ses mot bakgrund av att det både på olycksplatsen och i etermedia förekom uppgifter om att några personer saknades eller eventuellt hade tagit sig till någon sommarstuga i trakten. Osäkerheten om antalet passagerare föranledde omfattande resursinsatser för att söka efter förmodat saknade personer.

Registreringsförfarandet är en tidskrävande procedur som underlättas om man har tillgång till en tillförlitlig passagerarlista. Först kl.14.00 fanns en fullständig sådan tillgänglig. Detta föranledde förseningar. SHK konstaterar att SAS och polisens samarbete i detta avseende inte har fungerat tillfredsställande.

SHK anser vidare att registreringsförfarandet hade kunnat genomföras på ett bättre sätt. Enligt SHK:s mening borde mer personal ha avsatts för registrering - särskilt när det gäller de oskadade och lätt skadade passagerare som befann sig vid torpet. Det måste också konstateras att det förelegat brister när det gäller metodik för registrering och ledning av arbetet. Det framstår slutligen som oförklarligt att den första, ofullständiga passagerarlista som kom till sambandscentralen i Stockholm fanns på haveriplatsen först 37 minuter senare.

2.6.3.4 Ledning och samordning

Vid större eller utdragna räddningsinsatser bör räddningsledaren så snart som möjligt knyta till sig en stab för att ha som stöd i arbetet. I räddningsinstruktionen för Stockholm/Arlanda flygplats förutsätts att en stab inrättas. Att organisera en sådan stab och få den arbetsduglig tar emellertid viss tid.

Räddningsledaren utsåg en skadeplatschef och indelade olycksplatsen i sektorer.

Däremot utsågs varken larmoperatör eller stabschef. Om han hade avdelat personer för dessa funktioner, hade han direkt kunnat frigöra sig från sambandsmedlen och det minutoperativa arbetet. Härigenom hade han kunnat ägna sig åt den övergripande ledningsfunktionen att samordna insatsen och följa upp givna direktiv.

Räddningsledarens svårigheter att bedöma effekterna av sambandsproblemen och den tid och de resurser som krävdes för registreringsförfarandet beror enligt SHK:s mening på att dessa frågor inte uppmärksammats tillräckligt i samband med de övningar som genomförs inom ramen för planläggningen av räddningstjänstarbetet vid Stockholm/Arlanda.

Det kan vidare ifrågasättas om inte den som är räddningstjänstbefäl på brytpunkten bör ha kompetens som räddningsledare för stort larm inom hemkommunen. Han behöver ha en bred erfarenhet av olika typer av räddningsinsatser. I första hand måste han se till att samband upprättas med räddningsledaren, så att räddningsledarens intentioner kommer till utförande på brytpunkten. Det har inte kunnat klarläggas om andra sätt att komma i förbindelse med räddningsledningen än via radio prövades. Enligt SHK:s mening borde man från brytpunkten ha sökt sådana möjligheter.

Ett antal sjukvårdsgrupper fanns på haveriplatsen ungefär en timme efter haveriet, vilket får anses vara en fullt rimlig tid. Den första inventeringen av skadade var då avslutad och de svårast skadade var under avtransport eller förberedda för avtransport.

Den stabsläkare som landstingets jourhavande tjänsteman kallade till SOS-A hade svårt att få en samlad bild av verksamheten på skadeplatsen. Till en del berodde detta på att larmoperatörerna var så strängt upptagna, att ingen kunde bistå läkaren med att utnyttja de externa förbindelserna för att få information eller ge direktiv. Det var exempelvis först kl.14.00 han blev informerad om att det fanns en sjukvårdsgrupp från Huddinge sjukhus, eftersom denna inte hade larmats genom SOS-A.

Stabsläkaren hölls inte orienterad om verksamheten på skadeplatsen. Det berodde inte enbart på de ansträngda radio- och telekommunikationerna. Ledningsläkaren fann det också naturligt att vända sig till katastrofkansliet på Karolinska sjukhuset som var hans ordinarie arbetsplats. I praktiken kom därför så gott som alla sjuktransporter att ske utan styrning från stabsläkaren, som hade den samlade bilden av de mobiliserade sjukvårdsresurserna. Sådana resurser kom därför att stå outnyttjade. Framförallt kunde sjukvårdsorganisationen på olycksplatsen ha avvecklats tidigare.

SHK anser att det medicinska omhändertagandet av skadade på olycksplatsen fungerade väl. Däremot kunde samordningen mellan de olika sjukvårdsgrupperna och fördelningen av sjukvårdsresurserna genom SOS-A ha varit bättre.

Räddningstjänstarbetet kom att beröra räddningstjänsten i flera kommuner liksom - i inledningsskedet - även statlig räddningstjänst. En räddningsoperation av denna karaktär medför ett uttalat behov av samordning mellan olika samhällsorgan.

Om det fordras omfattande räddningsinsatser i kommunal räddningstjänst skall enligt 34 § räddningstjänstförordningen (1986:1107) länsstyrelsen ta över ansvaret för räddningstjänsten i de kommuner som berörs av insatserna. Enligt 35 §

förordningen skall länsstyrelsen efter samråd med kommunerna i länet och berörda myndigheter upprätta de planer som länsstyrelsen behöver för att kunna utöva sitt ansvar.

En olycka med ett stort passagerarflygplan torde normalt kräva så stora räddningsinsatser att länsstyrelsen bör ta över ansvaret för räddningstjänsten och upprätta en räddningsplan. Den nu gällande räddningsinstruktionen för Stockholm/Arlanda - som för övrigt i princip bara gäller vid haverier inom flygplatsområdet eller i dess omedelbara närhet - har utarbetats av Sigtuna kommun, flygräddningscentralen, flygtrafikledningen vid flygplatsen, polismyndigheten i Stockholm och vissa privata intressenter. Enligt SHK:s mening skulle länsstyrelsen ha lett arbetet med en sådan plan. Då liknande frågor är aktuella vid övriga större flygplatser i Sverige, bör även Räddningsverket i egenskap av central tillsynsmyndighet ta initiativ till och delta i planarbetet. Eftersom det finns ett fåtal stora flygplatser i landet, borde det finnas möjligheter tillse att det övas på ett realistiskt sätt inom de kommuner som kan anses berörda. Det skulle vara till stor fördel om man i den planeringen ser till att man får en väl samövad räddningsledning, som kan verka oavsett inom vilken kommun i länet olyckan inträffar. I en sådan ledning bör även ingå ledningsläkare och polisinsatschef.

SHK har tidigare konstaterat vissa brister vid räddningstjänstarbetet. Dessa kan så gott som uteslutande hänföras till att de grupper som kom att delta i operationen inte var tillräckligt samövade. SHK anser att länsstyrelsen bör ta initiativet till att övningsverksamheten förbättras. Enligt räddningsplanen för Norrtälje kommun skall kommunen delta i de samövningar som regelbundet bedrivs av de kommunala räddningstjänsterna runt Stockholm/Arlanda. Det har dock visat sig att kommunen inte på flera år deltagit i sådana övningar.

2.7 Övrigt

2.7.1 Certifieringsfrågor

Certifieringen av DC-9-81 (MD-81) år 1980 bygger på den ursprungliga typcertifieringen av DC-9 från år 1965. Anledningen till detta förhållande är det system med »versioner« (derivatives) som sedan länge förekommer allmänt inom flygindustrin. Systemet innebär att ett flygplan som kan sägas vara en ny version av en tidigare typ inte typcertifieras på nytt. I stället utsträcks det gamla typcertifikatet att gälla även den nya versionen. Detta medför i sin tur att FAR-bestämmelser som har tillkommit efter den ursprungliga typcertifieringen inte automatiskt tillämpas på nyare versioner.

Det är självklart att förändringar i regelverket inte alltid omedelbart kan tillämpas på nybyggda, serieproducerade flygplan om detta kräver grundläggande omkonstruktioner. Det borde emellertid vara fullt möjligt att anpassa produktionen till de nya kraven snabbare än vad som nu sker.

Vidare beaktas i nuvarande FAR-bestämmelser inte risken för FOD-skador på aktermonterade motorer förorsakade av is som bildats på flygplanet, exempelvis

klaris och blåis. Risken för sådana skador är numera väl känd och ökar genom de moderna turbofläktmotorernas större luftintag. SHK anser därför att gällande konstruktionsbestämmelser bör kompletteras med avseende på sådana risker.

SHK är medveten om att dessa frågor diskuteras bl.a. inom ramen för arbetet med gemensamma europeiska luftvärdighetsbestämmelser (JAR). Enligt SHK:s mening finns det emellertid anledning att understryka nödvändigheten av att säkerhetsmyndigheterna tar under förnyat övervägande i vilken omfattning nya versioner av äldre flygplanstyper skall få godkännas utan ny typcertifiering. SHK ifrågasätter vidare om den omständigheten att en flygplanstyp en gång har typgodkänts utifrån den då gällande kravnivån är ett tillräckligt skäl för att undanta även senare producerade individer av typen från tillämpning av konstruktionsbestämmelser som tillkommit efter typgodkännandet.

2.7.2 Haveriplatsen

Genom ett omfattande saneringsarbete som pågick under flera månader bedöms inga långsiktiga skador i närområdet, grundvattnet eller omgivande vattendrag ha uppkommit.

Markområdet kring haveriplatsen har så långt möjligt återställts.

3 Utlåtande

3.1 Undersökningsresultat

1 Förare och kabinbesättning var behöriga att utföra flygningen.

2 Luftfartyget var luftvärdigt.

3 Klaris bildades på vingarnas översida under natten.

4 Klarisen upptäcktes inte vid den kontroll som gjordes före avisningen av flygplanet.

5 Den avisning som gjordes före flygningen avlägsnade inte klarisen på vingarna.

6 Företagets instruktioner, rutiner och utrustning var otillräckliga för att säkerställa upptäckt och avlägsnande av klaris.

7 Vid lättningen bröts klaris loss från vingarna och sögs in i motorerna samt skadade motorernas fläktsteg.

8 Skadorna ledde till att motorpumpningar uppstod i höger motor.

9 Förarna hade otillräckliga kunskaper och träning för att kunna identifiera driftstörningen och vidta erforderliga åtgärder. Förarna använde inte nöd/felchecklistan.

10 Utan att förarna uppmärksammade det ökades automatiskt motorpådraget genom inverkan av ATR, vilket medförde att pumpningarna ökade i intensitet.

11 Kännedom om ATR saknades inom SAS.

12 Pumpningarna belastade motorn så att dess ledskenekrans steg 1 bröts sönder och motorn havererade.

13 Motorpådraget medförde att också vänster motor började att pumpa tills den – två sekunder efter den högra motorn – havererade på samma sätt.

14 I samband med motorhaverierna uppstod titanbrand i båda motorerna och en bränslebrand i vänster motor. Titanbränderna slocknade spontant. Bränslebranden släcktes av styrmannen med motorns brandsläckningssystem.

15 Efter motorhaverierna förlorade befälhavaren till följd av strömavbrott sin EFIS-presentation.

16 Sedan båda motorerna förlorat all dragkraft glidflögs flygplanet till nödlandning.

17 Nöd/felchecklistan för MD-80 innehöll inte tillräckliga instruktioner om fart och klaffsättning vid inflygning och landning med båda motorerna ur funktion.

18 Förarna sände inte något nödmeddelande.

19 Kort före markislaget kolliderade flygplanet med träd, varvid större delen av högra vingen slets av.

20 Vid markislaget bröts flygplanet i tre delar.

21 Omfattande skador uppstod på kabininredningen. Bagagehyllor föll ned. Ett stort antal luckor till bagagehyllor öppnades.

22 Tre av de åtta nödutgångarna kunde inte användas för evakuering.

23 Vid markislaget uppstod - åtminstone i den främre delen av kabinen - belastningar som överskred de certifieringskrav som gällde för flygplanet.

24 Samtliga ombordvarande överlevde, de flesta fysiskt oskadade. En passagerare ådrog sig en invalidiserande ryggskada.

25 Haveriplatsen lokaliserades från en helikopter efter ca 20 minuter och markburna räddningsstyrkor var på haveriplatsen 10 minuter senare.

26 Avtransporten av de ombordvarande var avslutad efter ca 3 timmar och 30 minuter.

27 En fullständig passagerarlista var räddningspersonalen tillhanda efter ca 5 timmar.

3.2 Orsaker till haveriet

Haveriet orsakades av att SAS instruktioner och procedurer var otillräckliga för att säkerställa att klaris avlägsnades från flygplanets vingar före starten. Härigenom kom flygplanet att starta med klaris på vingarna. I samband med lättningen lossnade klaris och sögs in i motorerna. Isen förorsakade skador i motorernas fläktsteg, vilket ledde till motorpumpningar. Pumpningarna förstörde motorerna.

Bidragande orsaker var:

- Förarna var inte utbildade att identifiera och avhjälpa motorpumpningar.
- ATR – som var okänt inom SAS – aktiverades och ökade motorpådraget utan förarnas vetskap.

4 Rekommendationer

SHK rekommenderar Luftfartsverket att i fråga om flygplan i serien DC-9-80

1 se till att flygföretagen har instruktioner och procedurer som säkerställer att flygplan under deras tekniska ansvar inte startar med klaris på vingarna,

2 verka för att en möjlighet införs att koppla bort ATR,

3 verka för att de inledande nödåtgärderna vid motorpumpning i nöd/felchecklistan tas upp som utantillpunkter och regelbundet tränas i simulator,

4 verka för att nöd/felchecklistan kompletteras med instruktioner för nödlandning vid dragkraftsförlust på båda motorerna,

5 verka för att kabinbesättningen från nödpositionerna kan nå nödchecklistorna,

6 överväga skärpningar i kraven på säkring av lös galleyutrustning,

7 överväga behovet av ett förbud mot att dörren till förarkabinen är öppen under start och landning.

SHK rekommenderar vidare Luftfartsverket att

8 förvissa sig om att SAS har en väl fungerande egenkontroll,

9 i det internationella samarbetet mellan luftfartsmyndigheter verka för att gällande konstruktionsbestämmelser kompletteras med avseende på risken för FOD-skador på aktermonterade motorer och förorsakade av is som bildats på flygplanet,

10 i det internationella samarbetet mellan luftfartsmyndigheter verka för en begränsning av möjligheterna att certifiera nya versioner av äldre flygplansmodeller utan ny typcertifiering,

11 i det internationella samarbetet mellan luftfartsmyndigheter verka för att nya säkerhetskrav tillämpas tidigare i serieproduktionen,

12 verka för att säkerhetsinformationen i flygplan som brukas i internationell trafik av skandinaviska flygföretag ges även på något av de skandinaviska språken,

13 verka för att det utvecklas bättre rutiner i fråga om tillhandahållande av passagerarlistor vid olyckor.

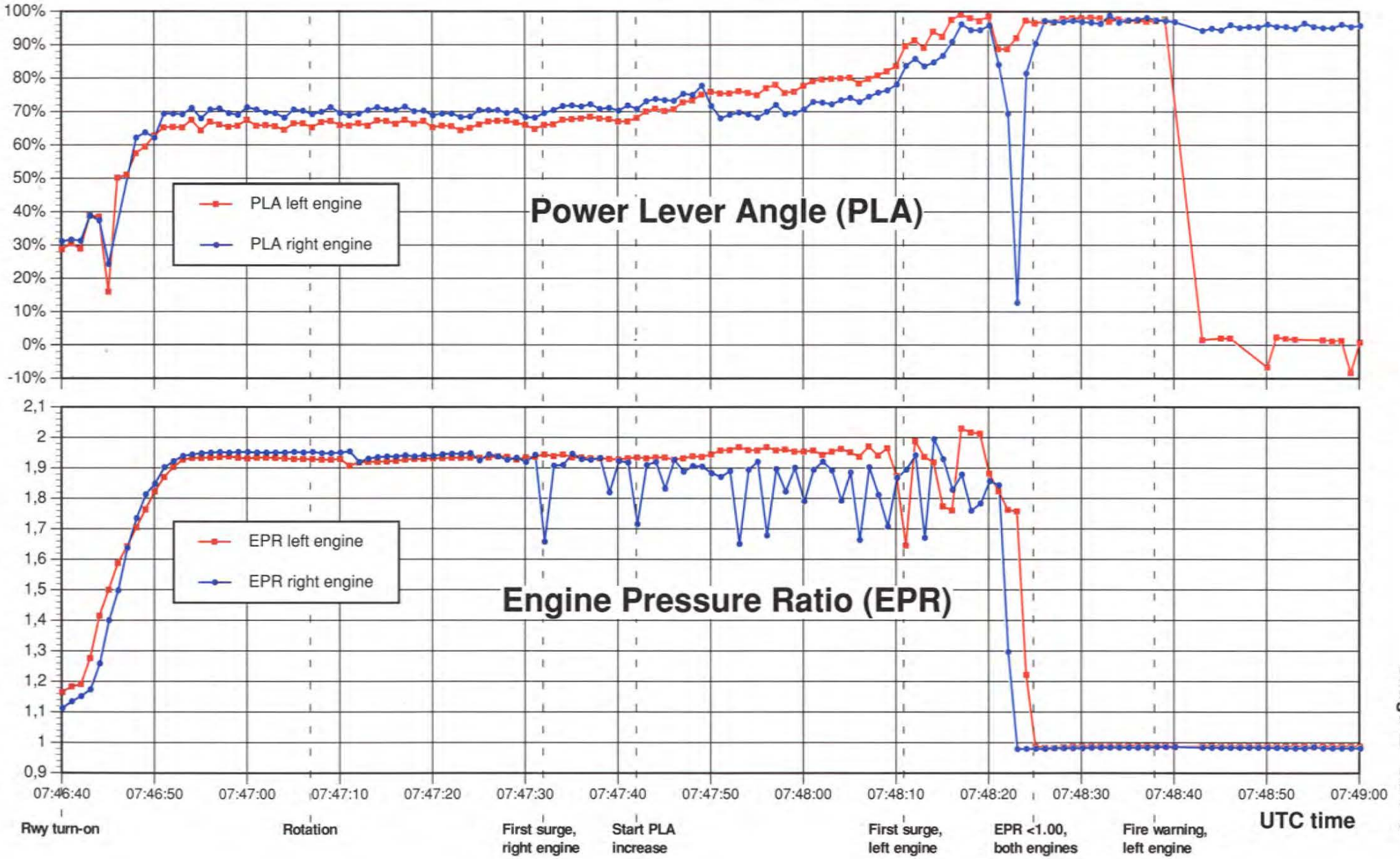
SHK rekommenderar Statens räddningsverk att

14 se till att planläggningen av räddningsinsatser vid flyghaverier i anslutning till större flygplatser förbättras samt att verka för att sådana räddningsinsatser regelbundet övas.

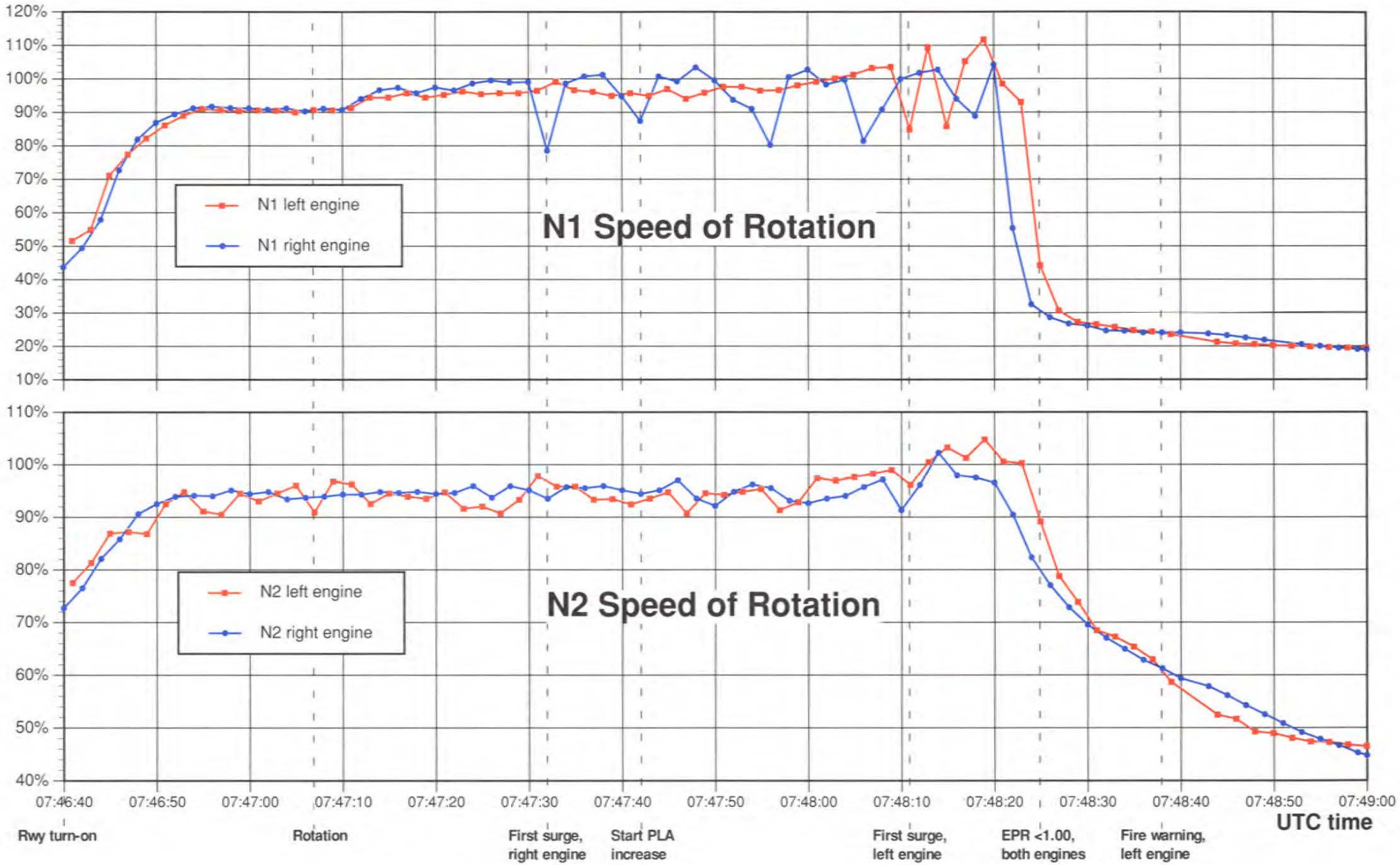
SHK rekommenderar Rikspolisstyrelsen att

15 förbättra metoder och utbildning i fråga om personregistrering vid större olyckor.

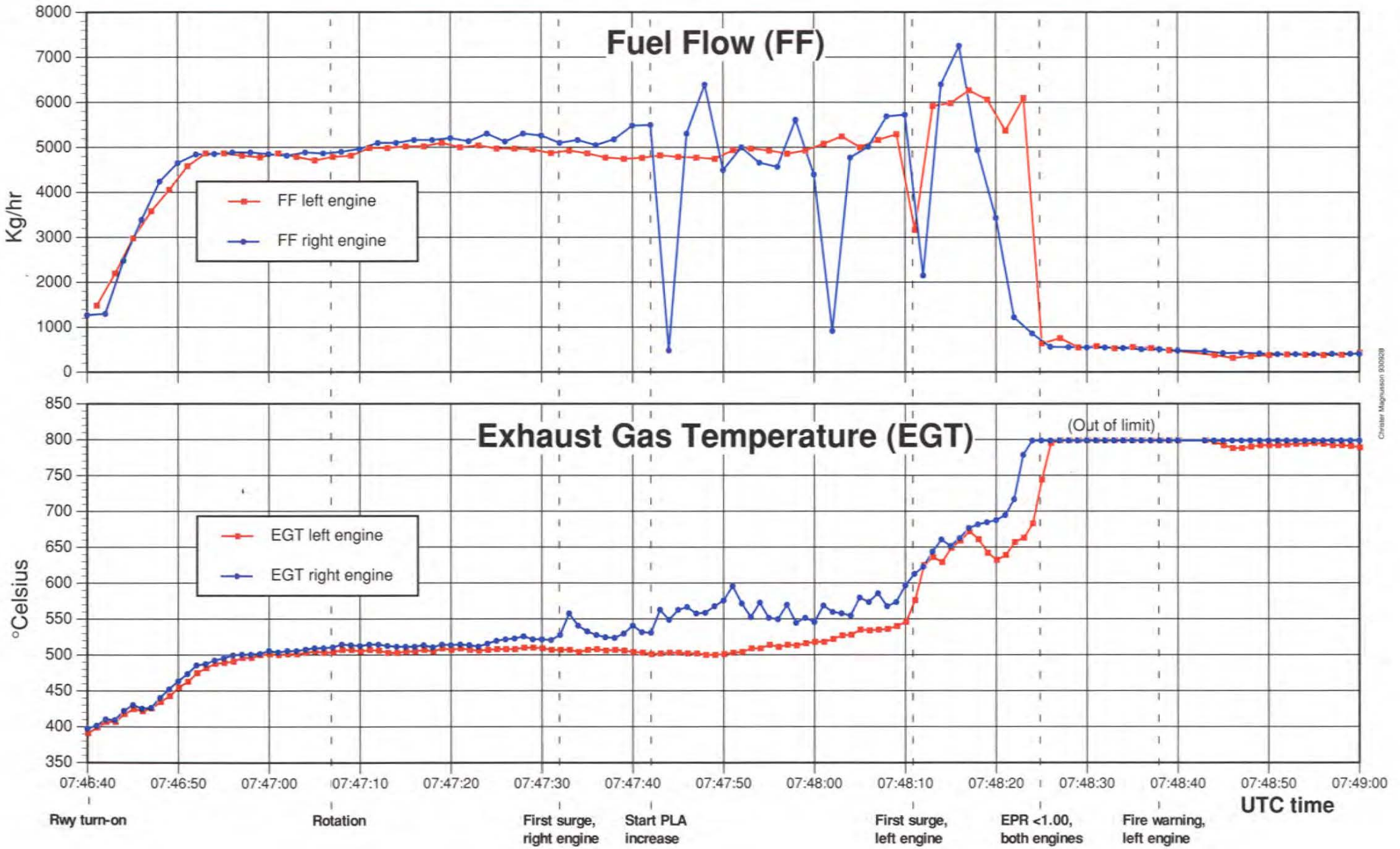
QAR Parameter Plot



QAR Parameter Plot



QAR Parameter Plot



Blank page

QAR "Engine" parameters

101		1	77	78	15	16	68	69	70	71	66	67	72	73	79	98	41	95	96	44	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Power LevLH %	Power LevRH %	EPR Eng 1	EPR Eng 2	N1% Eng 1	N1% Eng 2	N2% Eng 1	N2% Eng 2	EGT Eng 1 degr	EGT Eng 2 degr	FF#1 -217 kgs/h	FF#2 -217 kgs/hr	Brake Pr LH Press	Pneu Man Press	Fire Warn Eng 1	Ing 20J	Ign 4J	Radio keying VHF1	Sync error flag	Comments
	07:46:20	99	12.67	17.38	1.063	1.041		27.7		54.5	388	379		532	39	20.8						
7:45	07:46:21	100	22.61	21.92	1.068	1.041	32.9		60.5		392	381	901		34			off	on			
	07:46:22	101	21.92	21.39	1.079	1.042		28.2		55.8	401	383		660	34	21.3						
	07:46:23	100	21.74	20.34	1.089	1.044	37.5		68.5		419	389	951		39				on			
	07:46:24	101	22.09	20.17	1.094	1.048		29.7		58.6	423	394		681	34	21.7						
7:45	07:46:25	102	21.92	21.04	1.098	1.050	40.4		66.5		417	400	908		34			off	on			
	07:46:26	102	21.92	20.87	1.100	1.054		31.5		59.9	410	403		688	39	22.0						
	07:46:27	103	22.44	20.17	1.100	1.055	41.2		68.2		403	403	894		34				on			
	07:46:28	103	22.96	20.00	1.102	1.057		32.8		61.6	398	400		660	34	22.5						
7:46	07:46:29	103	22.61	21.39	1.102	1.059	41.7		70.1		395	397	929		34			off	on			
	07:46:30	103	22.44	20.34	1.102	1.059		33.4		61.9	393	395		667	34	22.9						
	07:46:31	103	22.09	20.69	1.104	1.059	41.9		70.8		392	393	908		34				on			
	07:46:32	103	22.09	20.87	1.104	1.061		33.6		61.7	391	390		646	34	23.2						
7:46	07:46:33	103	26.28	26.10	1.116	1.061	42.0		71.7		391	388	1192		34			off	on			
	07:46:34	104	25.58	26.63	1.131	1.074		35.7		65.9	398	393		1007	34	23.6						
	07:46:35	105	25.76	25.93	1.137	1.089	47.2		74.5		409	413	1192		39				on			
	07:46:36	105	26.80	25.06	1.142	1.100		41.1		70.6	406	419		1007	34	23.8						
7:46	07:46:37	105	23.84	26.80	1.144	1.105	48.6		75.3		400	415	1185		39			off	on			
	07:46:38	105	22.96	26.28	1.144	1.109		42.9		71.1	396	409		986	34	23.9						
	07:46:39	106	25.23	26.10	1.144	1.111	48.8		74.4		394	402	1206		34				on			**Runway turn-on**
	07:46:40	106	28.72	31.17	1.165	1.113		43.7		72.7	391	398		1277	34	23.9						
7:46	07:46:41	107	30.47	31.69	1.183	1.135	51.7		77.6		399	402	1483		39			off	on			
	07:46:42	109	28.90	31.34	1.191	1.152		49.4		76.5	407	411		1305	39	23.8						
	07:46:43	108	38.84	38.84	1.276	1.174	55.0		81.4		407	410	2199		39				on			
	07:46:44	109	38.50	37.45	1.415	1.259		57.9		82.1	418	423		2490	34	23.8						
7:46	07:46:45	112	15.98	24.36	1.500	1.400	71.2		87.0		425	431	2980		24			off	on			
	07:46:46	115	50.19	-82.78	1.587	1.498		72.7		85.8	422	426		3398	34	24.4						
	07:46:47	115	51.06	-1.62	1.642	1.637	77.5		87.3		426	427	3583		34				on			**Autothrottle on**
	07:46:48	117	57.52	62.23	1.704	1.735		81.9		90.6	435	441		4249	29	25.4						
7:46	07:46:49	118	59.44	63.80	1.763	1.813	82.3		86.9		443	453	4058		24			off	on			
	07:46:50	118	62.75	62.23	1.822	1.848		86.9		92.5	455	464		4661	34	26.3						
	07:46:51	117	65.20	69.39	1.869	1.902	86.2		92.6		463	474	4583		39				on			
	07:46:52	117	65.37	69.39	1.902	1.922		89.4		93.9	475	486		4852	39	27.4						
7:46	07:46:53	118	65.20	69.21	1.926	1.939	89.1		94.9		482	488	4867		39			off	on			**Autothrottle clamp**
	07:46:54	118	67.47	71.13	1.932	1.944		91.2		94.1	488	493		4860	39	28.5						
	07:46:55	118	64.32	67.99	1.932	1.948	91.1		91.2		489	496	4867		29				on			
	07:46:56	115	66.94	70.61	1.933	1.950		91.7		94.0	491	500		4895	39	29.5						
7:46	07:46:57	115	66.07	70.96	1.935	1.952	90.7		90.6		496	501	4817		34			off	on			
	07:46:58	115	65.37	69.56	1.937	1.950		91.3		95.1	496	501		4895	44	30.5						
	07:46:59	115	65.72	69.04	1.933	1.952	90.5		94.6		500	502	4781		20				on			
	07:47:00	112	67.47	71.30	1.930	1.952		91.2		94.4	501	506		4860	39	31.6						
7:46	07:47:01	111	65.72	70.61	1.933	1.950	90.7		93.1		500	504	4867		39			off	on			
	07:47:02	115	65.89	69.73	1.933	1.950		90.8		94.8	501	506		4824	29	32.9						
	07:47:03	114	65.55	69.56	1.932	1.950	90.6		94.6		501	506	4789		49				on			
	07:47:04	108	64.50	68.16	1.930	1.950		91.2		93.4	503	508		4895	34	34.3						

Christer Magnusson 930709

QAR "Engine" parameters

101		1	77	78	15	16	68	69	70	71	66	67	72	73	79	98	41	95	96	44	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Power LevLH %	Power LevRH %	EPR Eng 1	EPR Eng 2	N1% Eng 1	N1% Eng 2	N2% Eng 1	N2% Eng 2	EGT Eng 1 degr	EGT Eng 2 degr	FF#1 -217 kgs/h	FF#2 -217 kgs/hr	Brake Pr LH Press	Pneu Man Press	Fire Warn Eng 1	Ing 20J	Ign 4J	Radio keying VHF1	Sync error flag	Comments
7:46	07:47:05	104	66.42	70.61	1.928	1.952	90.1		96.1		505	510	4711		24			off	on			
	07:47:06	105	66.42	70.26	1.928	1.950		90.3		93.7	503	510		4874	34	35.5						
	07:47:07	101	65.20	69.21	1.928	1.952	90.8		91.0		504	511	4789		29				on			ROTATION BY DEFINITION
	07:47:08	100	66.77	69.91	1.926	1.948		91.1		93.9	507	515		4909	24	37.1						
7:46	07:47:09	95	67.12	71.30	1.926	1.948	90.7		96.9		507	514	4817		29			off	on			
	07:47:10	83	65.89	69.56	1.928	1.950		90.7		94.3	505	513		4973	29	38.6						"Humming" noise
	07:47:11	67	65.72	68.86	1.906	1.954	91.4		96.3		507	515	4987		24				on			
	07:47:12	81	66.42	69.39	1.917	1.919		94.0		94.3	506	515		5108	34	39.1						Gear up selected
7:46	07:47:13	107	65.72	70.43	1.919	1.930	94.5		92.6		503	513	4987		225			off	on			
	07:47:14	136	67.29	71.30	1.919	1.935		96.6		94.8	503	512		5108	328	39.6						
	07:47:15	167	67.12	70.61	1.920	1.937	94.5		94.6		505	512	5023		337				on			
	07:47:16	195	66.24	70.43	1.922	1.937		97.3		94.6	505	512		5172	337	39.8						
7:46	07:47:17	240	67.47	71.48	1.926	1.941	95.8		94.0		507	514	5023		333			off	on			
	07:47:18	291	66.24	70.08	1.928	1.937		95.7		94.8	505	511		5172	342	40.1						
	07:47:19	345	67.12	70.26	1.928	1.941	94.5		93.6		509	515	5101		34				on			
	07:47:20	402	65.20	68.86	1.930	1.939		97.4		94.4	507	514		5214	39	40.2						
7:46	07:47:21	455	65.72	69.39	1.930	1.944	95.3		94.8		509	515	5001		34			off	on			
	07:47:22	516	65.55	69.39	1.932	1.946		96.5		94.6	507	514		5143	34	40.4						
	07:47:23	579	64.32	68.34	1.932	1.946	96.3		91.7		506	512	5044		44				on			
	07:47:24	634	65.02	68.51	1.932	1.948		98.6		95.9	507	516		5314	39	40.4						
7:46	07:47:25	696	66.07	70.43	1.932	1.924	95.5		92.1		508	520	4973		34			off	on			
	07:47:26	756	66.94	70.43	1.933	1.944		99.5		93.7	508	522		5136	29	40.5						
	07:47:27	814	67.12	70.43	1.937	1.937	95.8		90.8		508	523	4973		34				on			
	07:47:28	881	67.12	69.56	1.935	1.926		98.9		95.9	510	526		5314	34	40.4						
7:47	07:47:29	938	66.59	70.26	1.926	1.933	95.8		93.4		510	522	4952		44			on	on			
	07:47:30	1000	65.89	68.34	1.933	1.919		99.0		95.1	509	522		5271	39	40.2						
	07:47:31	1061	64.67	68.16	1.935	1.943	96.5		97.9		507	521	4874		49				on			
	07:47:32	1124	65.89	69.56	1.943	1.657		78.5		93.5	507	528		5108	34	40.0						First surge right engine
7:47	07:47:33	1185	66.07	70.43	1.937	1.907	99.2		95.9		507	558	4930		39			off	on			Autothrottle EPR G/A-mode
	07:47:34	1246	67.47	71.65	1.943	1.909	(97,9)	98.6		95.7	504	541		5172	29	39.7						
	07:47:35	1302	67.64	71.83	1.933	1.946	96.7		95.9		507	533	4867		29				on			
	07:47:36	1354	67.81	71.48	1.933	1.928		100.7		95.5	508	528		5058	29	39.4						
7:47	07:47:37	1402	68.34	72.18	1.930	1.926	96.2		93.4		506	525	4774		24			off	on			
	07:47:38	1448	67.81	70.78	1.930	1.932		101.2		95.9	507	524		5186	34	39.1						
	07:47:39	1482	67.64	71.13	1.928	1.819	95.0		93.5		506	530	4746		24				on			Second surge right engine
	07:47:40	1527	66.94	70.26	1.926	1.922		94.8		95.1	504	541		5491	39	9.7						
7:47	07:47:41	1566	66.94	71.83	1.930	1.917	95.8		92.5		503	532	4767		34			off	on			
	07:47:42	1609	67.99	70.78	1.933	1.715		87.4		94.4	501	531		5505	34	7.1						Start pwr lever angle increase
	07:47:43	1651	69.91	73.05	1.930	1.909	95.0		93.6		502	563	4824		34				on			
	07:47:44	1697	70.78	73.75	1.933	1.919		100.7		95.1	503	549		489	34	9.1						
7:47	07:47:45	1738	70.08	73.40	1.933	1.831	97.0		94.8		503	563	4789		49			off	on			
	07:47:46	1790	70.61	73.22	1.926	1.926		99.2		97.0	502	567		5314	39	8.6						
	07:47:47	1838	72.70	75.32	1.930	1.887	94.1		90.8		502	558	4774		44				on			
	07:47:48	1890	73.22	74.97	1.937	1.906		103.4		93.5	500	559		6399	44	8.8						
7:47	07:47:49	1941	74.97	77.76	1.935	1.904	95.9		94.6		500	568	4746		34			off	on			

( ) = calculated value

QAR "Engine" parameters

101		1	77	78	15	16	68	69	70	71	66	67	72	73	79	98	41	95	96	44	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Power LevLH %	Power LevRH %	EPR Eng 1	EPR Eng 2	N1% Eng 1	N1% Eng 2	N2% Eng 1	N2% Eng 2	EGT Eng 1 degr	EGT Eng 2 degr	FF#1 -217 kgs/h	FF#2 -217 kgs/hr	Brake Pr LH Press	Pneu Man Press	Fire Warn Eng 1	Ing 20J	Ign 4J	Radio keying VHF1	Sync error flag	Comments
	07:47:50	1995	75.84	71.65	1.943	1.882		99.5		92.1	501	576		4505	34	8.7						Right throttle partial retard
	07:47:51	2046	75.32	67.99	1.956	1.870	97.7		94.3		503	596	4938		29				on			
	07:47:52	2103	75.32	69.04	1.957	1.889		93.7		94.8	504	572		5008	24	8.7						
7:47	07:47:53	2156	76.02	69.73	1.967	1.650	97.7		94.9		509	553	4973		34			off	on			
	07:47:54	2208	75.49	69.21	1.957	1.893		91.0		96.2	509	573		4668	34	8.7						
	07:47:55	2259	74.80	68.16	1.956	1.920	96.5		95.4		514	552	4930		44				on			
	07:47:56	2312	76.89	69.91	1.967	1.678		80.2		95.5	511	550		4576	34	8.7						
7:47	07:47:57	2362	77.94	72.00	1.956	1.896	96.7		91.4		514	570	4860		24			off	on			
	07:47:58	2410	75.49	69.21	1.959	1.822		100.5		93.1	513	545		5619	34	8.7						
	07:47:59	2455	75.84	69.56	1.952	1.900	98.1		92.9		516	552	4930		44				on			
	07:48:00	2502	77.59	70.61	1.952	1.789		102.7		92.6	518	546		4405	44	8.8						
7:47	07:48:01	2538	78.98	72.88	1.956	1.893	99.2		97.5		518	569	5079		34			off	on			
	07:48:02	2578	79.51	72.70	1.941	1.920		98.3		93.5	522	560		922	29	8.7						
	07:48:03	2616	79.68	72.18	1.952	1.891	100.2		97.0		527	558	5243		44				on			
	07:48:04	2652	79.86	73.40	1.961	1.791		99.7		94.0	528	555		4781	39	8.7						
7:47	07:48:05	2682	80.03	74.10	1.950	1.885	101.3		97.7		535	580	5001		44			off	on			
	07:48:06	2723	78.29	72.88	1.935	1.663		81.4		95.7	534	574		5023	39	8.7						
	07:48:07	2767	79.68	74.45	1.969	1.902	103.3		98.3		535	586	5165		24				on			Start flaps retraction
	07:48:08	2810	80.73	75.67	1.939	1.811		90.8		97.1	536	568		5697	24	8.7						
7:47	07:48:09	2854	81.95	76.37	1.963	1.707	103.6		99.0		540	574	5292		49			off	on			
	07:48:10	2894	83.52	78.11	1.872	1.867		99.9		91.3	546	597		5732	34	8.8						
	07:48:11	2943	89.45	83.70	1.644	1.894	84.9		96.2		576	613	3164		29				on			First surge left engine
	07:48:12	2980	91.20	85.79	1.987	1.941		101.8		96.1	625	623		2157	29	8.7						
7:47	07:48:13	3016	88.93	83.52	1.935	1.670	109.5		100.5		636	644	5917		29			off	on			EGT above max both engines
	07:48:14	3047	93.82	84.74	1.917	1.994		102.7		102.2	629	661		6406	29	8.8						
	07:48:15	3075	92.25	86.66	1.772	1.928	85.9		103.3		649	652	5980		44				on			
	07:48:16	3087	97.31	90.85	1.759	1.828		94.0		97.9	659	663		7257	29	8.8						
7:47	07:48:17	3105	98.88	96.09	2.028	1.878	105.3		101.3		672	677	6264		34			off	on			
	07:48:18	3115	97.83	94.34	2.015	1.759		88.8		97.5	661	682		4945	24	8.7						
	07:48:19	3129	96.96	94.34	2.011	1.783	111.8		104.8		642	685	6058		44				on			
	07:48:20	3140	98.36	95.74	1.880	1.856		104.2		96.5	632	688		3441	20	8.8						
7:47	07:48:21	3153	88.58	84.04	1.822	1.843	98.6		100.6		639	695	5370		39			off	on			N1 drop right engine
	07:48:22	3163	88.58	69.39	1.761	1.296	(95,8)	55.4		90.4	657	717		1227	39	8.7						Prob ARTS activation
	07:48:23	3181	91.90	12.67	1.756	0.978	93.1		100.3		663	779	6094		34				on			EPR < 1.00 right engine
	07:48:24	3194	97.13	81.43	1.220	0.979		32.5		82.3	683	799		865	39	8.7						
7:47	07:48:25	3206	96.26	90.33	0.985	0.979	44.3		89.2		744	799	631		34			off	on			EPR < 1.00 left engine
	07:48:26	3212	96.96	97.13	0.981	0.979		28.6		77.0	795	799		568	39	8.4						
	07:48:27	3227	96.61	96.78	0.981	0.981	30.7		78.8		799	799	752		34				on			
	07:48:28	3236	97.66	96.78	0.983	0.981		26.7		72.8	799	799		560	29	8.0						
7:48	07:48:29	3244	97.83	97.13	0.985	0.981	27.3		73.9		799	799	546		39			off	on			Autothrottle off
	07:48:30	3253	97.83	96.78	0.985	0.981		26.1		69.5	799	799		553	39	8.0						
	07:48:31	3268	98.01	96.61	0.985	0.983	26.6		68.5		799	799	575		34				on			
	07:48:32	3282	97.83	96.26	0.985	0.983		24.6		67.0	799	799		553	34	7.7						
7:48	07:48:33	3291	96.78	98.70	0.985	0.983	25.8		67.3		799	799	525		34			off	on			
	07:48:34	3299	97.48	96.61	0.985	0.983		24.5		64.9	799	799		539	34	7.6						

( ) = calculated value

Christer Magnusson 930709

QAR "Engine" parameters

101		1	77	78	15	16	68	69	70	71	66	67	72	73	79	98	41	95	96	44	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Power LevLH %	Power LevRH %	EPR Eng 1	EPR Eng 2	N1% Eng 1	N1% Eng 2	N2% Eng 1	N2% Eng 2	EGT Eng 1 degr	EGT Eng 2 degr	FF#1 -217 kgs/h	FF#2 -217 kgs/hr	Brake Pr LH Press	Pneu Man Press	Fire Warn Eng 1	Ing 20J	Ign 4J	Radio keying VHF1	Sync error flag	Comments
	07:48:35	3306	97.13	97.31	0.987	0.983	24.8		65.4		799	799	553		34				on			
	07:48:36	3313	97.13	97.48	0.987	0.983		24.0		62.8	799	799		511	34	7.5						
7:48	07:48:37	3315	96.78	98.01	0.987	0.983	24.4		63.0		799	799	532		34			off	on			
	07:48:38	3317	96.96	97.31	0.987	0.985		24.0		61.2	799	799		511	34	7.3	FIRE1					"Fire left engine" -warning
	07:48:39	3318	97.48	97.13	0.987	0.985	23.6		58.7		799	799	482		34		FIRE1		on			
	07:48:40	3308	-21.00	96.78	0.985	0.985		24.0		59.3	799	799		482	29	7.1	FIRE1					
	07:48:41																					Data missing due pwr fail
	07:48:42																					First Officer pulls fire handle
	07:48:43	3281	1.32	94.17	0.985	0.983		23.7		57.8	799	799		468	34	7.1	FIRE1					
	07:48:44	3271	??????	94.86	0.987	0.983	21.3		52.5		797	799	376		39		FIRE1		on			
	07:48:45	3258	1.85	94.34	0.985	0.983		23.2		56.1	792	799		426	34	7.0	FIRE1					
7:48	07:48:46	3237	1.85	95.91	0.985	0.983	20.8		51.7		788	799	312		34		FIRE1	off	on	VHF1		
	07:48:47	3217	-30.06	95.04	0.985	0.983		22.5		54.2	788	799		433	34	6.9	FIRE1					
	07:48:48	3205	-19.37	95.39	0.985	0.983	20.6		49.3		790	799	348		39		FIRE1		on	VHF1		
	07:48:49	3190	-47.82	95.21	0.985	0.983		21.8		52.5	792	799		419	34	6.9	FIRE1			VHF1		
7:48	07:48:50	3168	-6.87	96.09	0.985	0.983	20.3		49.0		792	799	376		34		FIRE1	off	on	VHF1		
	07:48:51	3142	2.19	95.39	0.985	0.983		7801.9		50.8	792	799		404	34	6.8	FIRE1					
	07:48:52	3118	1.67	95.39	0.985	0.981	20.1		48.1		793	799	390		34		FIRE1		on			
	07:48:53	3101	1.50	94.86	0.985	0.981		20.5		49.1	794	799		404	34	6.8	FIRE1					
7:48	07:48:54	3085	-89.48	96.44	0.985	0.981	19.9		47.4		794	799	383		34		FIRE1	off	on			
	07:48:55	3064	-33.69	95.39	0.985	0.985		20.0		47.8	795	799		404	29	6.8	FIRE1					
	07:48:56	3038	1.32	95.04	0.985	0.981	19.7		47.3		794	799	376		29		FIRE1		on			
	07:48:57	3014	0.97	95.04	0.985	0.981		19.4		46.6	792	799		411	29	6.8				VHF1		
7:48	07:48:58	2993	1.15	96.09	0.985	0.981	19.5		46.8		792	799	383		29			off	on	VHF1		
	07:48:59	2974	-8.50	95.39	0.985	0.981		19.0		45.2	791	799		411	34	6.8				VHF1		
	07:49:00	2946	0.62	95.74	0.985	0.981	19.5		46.5		789	799	426		34				on	VHF1		
	07:49:01	2918	0.28	95.04	0.985	0.981		18.6		44.1	788	799		404	34	6.8						
7:48	07:49:02	2892	2.54	96.78	0.985	0.981	19.6		47.0		788	799	397		34			off	on			
	07:49:03	2870	-9.05	95.21	0.985	0.981		18.4		43.2	787	799		411	29	6.8				VHF1		
	07:49:04	2845	-25.17	95.91	0.985	0.981	19.6		46.1		786	799	411		34				on	VHF1		
	07:49:05	2818	-12.67	95.56	0.985	0.981		18.0		42.8	785	799		404	34	6.8				VHF1		
7:48	07:49:06	2785	-8.87	96.44	0.985	0.981	19.4		45.1		784	799	419		29			off	on			
	07:49:07	2759	-4.88	95.21	0.985	0.981		17.8		42.2	783	799		447	34	6.8						
	07:49:08	2740	-1.44	95.74	0.985	0.981	19.1		47.0		783	799	411		34				on			
	07:49:09	2719	-3.25	95.39	0.985	0.981		17.6		41.3	782	799		426	34	6.8						
	07:49:10																					Data missing due pwr fail
	07:49:11																					- " -
	07:49:12																					- " -
	07:49:13																					- " -
	07:49:14																					- " -
	07:49:15																					- " -
	07:49:16																					- " -
	07:49:17																					- " -
	07:49:18	-1	-0.71	95.21	0.981	0.983		17.4		41.4	761	799		461	34	7.0						
	07:49:19	-1676	0.45	95.39	0.981	0.983	18.8		44.1		755	799	341		34				on			

QAR "Engine" parameters

101		1	77	78	15	16	68	69	70	71	66	67	72	73	79	98	41	95	96	44	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Power LevLH %	Power LevRH %	EPR Eng 1	EPR Eng 2	N1% Eng 1	N1% Eng 2	N2% Eng 1	N2% Eng 2	EGT Eng 1 degr	EGT Eng 2 degr	FF#1 -217 kgs/h	FF#2 -217 kgs/hr	Brake Pr LH Press	Pneu Man Press	Fire Warn Eng 1	Ing 20J	Ign 4J	Radio keying VHF1	Sync error flag	Comments
	07:49:20	-1692	0.28	94.86	0.981	0.983		17.4		41.4	745	799		390	34	7.1						
7:48	07:49:21	2373	0.28	95.91	0.979	0.983	18.2		42.5		734	799	234		34			off	on			
	07:49:22	2346	0.80	95.21	0.979	0.983		17.5		41.4	720	799		433	34	7.1						
	07:49:23	2317	0.45	95.04	0.978	0.983	17.2		40.0		702	799	192		34				on			
	07:49:24	2293	0.45	95.04	0.978	0.983		17.4		41.3	688	799		419	34	7.1						
7:48	07:49:25	2269	0.45	96.26	0.976	0.983	16.1		37.5		673	799	64		34			off	on			
	07:49:26	2268	-21.91	31.34	0.976	0.983		17.5		41.5	657	799		419	34	7.3						
	07:49:27	2220	16.68	12.67	0.976	0.983	14.9		34.9		642	799	35		34				on			
	07:49:28	2193	17.20	11.97	0.976	0.983		17.5		41.2	629	799		390	34	7.3						
7:49	07:49:29	2191	17.55	12.84	0.976	0.983	13.6		31.9		615	799	0		34			off	on			
	07:49:30	2191	17.55	11.62	0.974	0.981		17.4		41.3	604	799		404	34	7.3						
	07:49:31	2191	17.55	11.62	0.974	0.983	12.5		29.4		593	799	85		34				on			
	07:49:32	2191	17.55	11.27	0.974	0.979		17.4		41.1	585	799		440	34	7.4						
7:49	07:49:33	2191	17.20	12.49	0.974	0.983	11.6		27.0		578	799	50		34			off	on			
	07:49:34	2191	17.55	11.62	0.976	0.979		17.4		41.1	573	799		248	34	7.4						
	07:49:35	2191	17.55	11.97	0.974	0.983	10.8		24.9		567	799	21		34				on			
	07:49:36	2191	17.73	11.79	0.976	0.981		17.4		41.2	561	799		489	34	7.4						
7:49	07:49:37	2191	17.55	12.49	0.974	0.981	19.9		22.9		555	799	0		34			off	on			
	07:49:38	2037	17.38	11.62	0.974	0.981		17.3		41.2	551	799		376	34	7.5				VHF1		
	07:49:39	2023	17.38	11.79	0.976	0.981	9.7		21.1		547	799	7		34				on			
	07:49:40	2009	17.73	11.79	0.974	0.981		17.3		41.3	544	799		397	34	7.5				VHF1		
7:49	07:49:41	1995	17.55	13.36	0.974	0.981	18.3		19.7		540	799	57		34			off	on	VHF1		
	07:49:42	1982	51.76	14.59	0.974	0.981		17.3		40.9	536	799		404	34	7.5				VHF1		
	07:49:43	1964	81.95	14.59	0.974	0.981	??????		18.1		532	799	0		34				on	VHF1		
	07:49:44	1946	77.24	68.34	0.976	0.981		17.2		40.8	528	799		411	34	7.5				VHF1		
7:49	07:49:45	1928	80.21	71.83	0.976	0.981	1494.0		16.8		526	799	28		34			off	on			
	07:49:46	1911	80.21	72.00	0.976	0.981		17.2		40.7	522	799		404	34	7.6						
	07:49:47	1890	71.30	-0.53	0.976	0.981	1433.0		15.6		520	799	0		34				on			
	07:49:48	1869	65.72	47.40	0.976	0.981		??????		40.2	517	799		411	34	7.6						
7:49	07:49:49	1850	66.24	12.67	0.976	0.983	15.4		29.0		514	799	21		34			on	off			
	07:49:50	1822	66.24	58.91	0.974	0.983		17.2		40.7	513	799		411	34	7.6						
	07:49:51	1796	66.07	57.34	0.974	0.981	4130.4		1800.4		510	799	64		34				off	VHF1		
	07:49:52	1768	66.24	57.34	0.974	0.981		17.1		40.9	508	799		411	34	7.6				VHF1		
7:49	07:49:53	1733	66.77	40.24	0.974	0.981	1671.8		25.5		506	799	64		34			on	off	VHF1		
	07:49:54	1709	82.65	79.68	0.972	0.981		34.4		40.9	503	799		411	34	7.5				VHF1		
	07:49:55	1680	79.68	79.33	0.974	0.981	1755.4		4681.1		502	799	28		34				off	VHF1		
	07:49:56	1656	79.68	78.81	0.974	0.981		34.6		41.0	499	799		433	34	7.6						
7:49	07:49:57	1632	79.33	79.86	0.972	0.981	??????		11.3		496	799	0		34			off	on			
	07:49:58	1611	79.33	78.98	0.974	0.981		17.4		41.4	492	799		419	34	7.6						
	07:49:59	1599	79.51	79.33	0.974	0.981	14.2		8777.1		490	799	14		34				off			
	07:50:00	1586	85.62	85.09	0.974	0.981		17.4		41.2	490	799		419	34	7.6						
7:49	07:50:01	1574	85.62	85.96	0.974	0.983	771.6		20.2		488	799	35		34			on	off			
	07:50:02	1560	85.44	84.92	0.976	0.981		17.4		41.2	486	799		411	34	7.5						
	07:50:03	1549	85.27	85.09	0.976	0.983	1847.8		19.6		485	799	7		34				off			
	07:50:04	1543	85.44	84.92	0.976	0.983		17.4		41.2	483	799		419	34	7.6						

QAR "Engine" parameters

101		1	77	78	15	16	68	69	70	71	66	67	72	73	79	98	41	95	96	44	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Power LevLH %	Power LevRH %	EPR Eng 1	EPR Eng 2	N1% Eng 1	N1% Eng 2	N2% Eng 1	N2% Eng 2	EGT Eng 1 degr	EGT Eng 2 degr	FF#1 -217 kgs/h	FF#2 -217 kgs/hr	Brake Pr LH Press	Pneu Man Press	Fire Warn Eng 1	Ing 20J	Ign 4J	Radio keying VHF1	Sync error flag	Comments
7:49	07:50:05	1536	85.62	86.14	0.978	0.983	1526.5		1897.8		480	799	28		34			on	off			
	07:50:06	1524	85.62	85.09	0.976	0.983		34.6		41.0	478	799		411	34	7.6						
	07:50:07	1511	85.44	84.92	0.976	0.983	1494.0		8777.1		476	799	64		34				off			
	07:50:08	1506	85.27	84.74	0.978	0.983		17.3		81.8	474	799		383	34	7.7						
7:49	07:50:09	1502	85.44	85.96	0.978	0.983	1231.9		7801.9		473	799	7		29			on	off			**Start of flaps extension**
	07:50:10	1492	85.79	85.09	0.978	0.983		17.3		40.9	470	799		404	34	7.7						
	07:50:11	1482	85.27	84.92	0.978	0.983	3510.9		2065.2		469	799	50		34				off			
	07:50:12	1480	85.44	84.92	0.978	0.983		17.3		41.0	466	799		404	29	7.6						
7:49	07:50:13	1476	85.62	85.79	0.979	0.985	12.7		??????		464	799	14		34			on	off			
	07:50:14	1478	85.44	84.92	0.979	0.985		17.2		40.8	463	799		404	34	26.9						
	07:50:15	1484	85.62	85.09	0.981	0.985	826.1		1404.3		461	799	50		34				off			
	07:50:16	1493	85.27	84.74	0.981	0.985		17.2		40.7	459	799		411	34	18.7						
7:49	07:50:17	1495	85.62	85.79	0.983	0.985	12.7		923.9		459	799	57		34			on	off			
	07:50:18	1503	85.62	85.09	0.983	0.985		34.0		40.6	457	799		419	20	19.7						
	07:50:19	1504	85.27	84.74	0.983	0.987	763.2		1114.6		455	799	28		15				off			
	07:50:20	1501	85.44	84.57	0.985	0.987		17.0		40.1	453	799		411	34	15.3						
7:49	07:50:21	1496	85.62	85.96	0.985	0.987	462.0		1494.0		452	799	57		34			on	off			
	07:50:22	1488	85.62	85.09	0.985	0.987		33.7		39.9	451	799		411	34	16.7						
	07:50:23	1480	85.44	85.09	0.985	0.987	668.7		1897.8		450	799	28		29				off			
	07:50:24	1469	85.62	84.92	0.987	0.987		33.5		39.9	448	799		411	29	16.1						
7:49	07:50:25	1455	85.62	85.96	0.985	0.987	2700.7		2808.7		447	799	14		34			on	off			
	07:50:26	1437	85.62	84.92	0.985	0.987		8777.1		39.7	446	799		404	34	16.6						
	07:50:27	1422	85.44	84.92	0.985	0.987	3343.7		1755.4		444	799	14		34				off			**"Landing gear" -warning**
	07:50:28	1403	85.27	84.57	0.987	0.987		16.7		39.4	443	799		411	34	16.7						
7:50	07:50:29	1388	85.44	85.79	0.987	0.987	1800.4		8777.1		442	799	35		34			on	off			
	07:50:30	1369	85.62	84.92	0.987	0.987		33.4		39.6	441	799		390	34	16.8						
	07:50:31	1348	85.27	84.74	0.987	0.989	923.9		1755.4		439	799	28		34				off			
	07:50:32	1325	85.62	84.92	0.987	0.989		??????		39.1	439	799		411	34	17.3						
7:50	07:50:33	1304	85.44	85.62	0.987	0.989	2340.6		610.6		437	799	0		34			on	off			
	07:50:34	1274	85.44	84.92	0.987	0.989		16.4		39.2	435	799		411	34	16.9						
	07:50:35	1237	85.27	84.74	0.987	0.987	4388.6		595.1		435	799	50		29				off			
	07:50:36	1205	85.62	84.92	0.987	0.989		16.4		39.0	434	799		404	34	17.0						
7:50	07:50:37	1165	85.27	85.79	0.987	0.989	856.3		644.2		432	799	7		34			on	off			
	07:50:38	1127	85.44	84.74	0.987	0.989		16.4		38.9	432	799		397	29	17.2						
	07:50:39	1093	85.62	84.92	0.987	0.987	1462.9		948.9		430	799	0		34				off			**Flaps fully extended**
	07:50:40	1057	85.44	84.92	0.985	0.987		16.3		39.1	429	799		426	34	17.2						
7:50	07:50:41	1021	85.27	85.79	0.985	0.987	877.7		605.3		429	799	14		34			on	off			
	07:50:42	986	85.44	84.74	0.987	0.987		16.3		38.8	427	799		411	34	17.5						
	07:50:43	957	85.44	84.92	0.987	0.987	2925.7		595.1		425	799	7		34				off			
	07:50:44	929	85.62	84.92	0.987	0.987		16.3		38.8	425	799		390	34	17.4						
7:50	07:50:45	902	85.62	85.96	0.987	0.987	731.4		80.4		425	799	35		34			on	off			
	07:50:46	875	85.44	84.92	0.987	0.989		16.3		38.6	424	799		419	34	17.3						
	07:50:47	847	85.27	84.92	0.987	0.987	2808.7		548.6		422	799	14		34				off			
	07:50:48	817	85.27	84.57	0.987	0.989		16.3		38.9	422	799		426	34	18.1						
7:50	07:50:49	795	85.44	85.62	0.989	0.989	8777.1		936.2		422	799	21		34			on	off			

QAR "Engine" parameters

101		1	77	78	15	16	68	69	70	71	66	67	72	73	79	98	41	95	96	44	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Power LevLH %	Power LevRH %	EPR Eng 1	EPR Eng 2	N1% Eng 1	N1% Eng 2	N2% Eng 1	N2% Eng 2	EGT Eng 1 degr	EGT Eng 2 degr	FF#1 -217 kgs/h	FF#2 -217 kgs/hr	Brake Pr LH Press	Pneu Man Press	Fire Warn Eng 1	Ing 20J	Ign 4J	Radio keying VHF1	Sync error flag	Comments
	07:50:50	775	85.44	84.74	0.989	0.989		16.2		38.7	421	799		411	34	17.8						
	07:50:51	749	85.44	84.92	0.989	0.989	2925.7		3510.9		421	799	50		34				off			
	07:50:52	731	85.62	84.74	0.989	0.989		32.4		38.6	420	799		426	34	17.9						
7:50	07:50:53	707	85.62	85.79	0.989	0.989	662.4		1800.4		420	799	14		34			on	off			
	07:50:54	677	85.62	84.92	0.989	0.989		16.2		38.7	419	799		419	34	18.0						
	07:50:55	648	85.62	85.09	0.989	0.989	2421.3		1276.7		418	799	0		34				off			**"Too low gear" -warning**
	07:50:56	621	85.62	84.92	0.989	0.989		16.2		38.6	417	799		426	34	17.9						
7:50	07:50:57	577	85.62	85.96	0.989	0.989	2507.8		2700.7		415	799	0		34			on	off			
	07:50:58	542	85.62	84.92	0.989	0.989		32.5		38.4	415	799		404	34	17.9						
	07:50:59	511	85.62	85.09	0.989	0.989	1897.8		1003.1		414	799	0		5				off			
	07:51:00	478	85.62	84.92	0.987	0.989		??????		38.1	413	799		383	10	18.3						
7:50	07:51:01	441	85.62	85.79	0.987	0.989	4681.1		3191.7		412	799	7		24			on	off			
	07:51:02	409	85.44	84.74	0.989	0.989		16.1		38.1	410	799		433	29	17.8						**"Whoop-whoop pull up" -warning**
	07:51:03	370	85.44	85.09	0.989	0.989	8777.1		3343.7		409	799	0		29				off			
	07:51:04	356	85.44	84.57	0.989	0.989		32.4		38.0	408	799		404	24	17.7						
7:50	07:51:05	319	85.62	85.79	0.989	0.989	??????		1671.8		407	799	35		29			on	off	VHF1		
	07:51:06	294	85.62	84.92	0.989	0.991		31.9		37.4	405	799		383	29	17.9				VHF1		
	07:51:07	274	85.27	84.92	0.991	0.991	1595.8		5401.3		405	799	43		29				off	VHF1		
	07:51:08	250	85.27	84.57	0.991	0.991		15.8		37.4	403	799		419	29	17.6						
7:50	07:51:09	225	85.27	85.79	0.991	0.991	3343.7		1433.0		401	799	14		29			on	off			
	07:51:10	208	85.44	84.92	0.992	0.996		15.7		37.2	401	799		468	34	17.9						**"Sink rate" -warning**
	07:51:11	202	85.27	84.92	0.991	0.994	877.7		1755.4		400	799	43		29				off			
	07:51:12	176	86.49	85.09	0.994	0.994		31.1		36.7	399	799		227	122	26.3						**First impact with trees**
:50	07:51:13	129	84.04	85.96	0.961	0.989	856.3		7801.9		398	799	0		83			on	off			
	07:51:14	100	84.22	86.14	2.461	1.002		25.4		40.0	397	799		745	73	47.5					sync	
	07:51:15	0	??????	??????	1.650	1.650	0.0		0.0		9	9	0		0		FIRE1		off	VHF1	sync	
	07:51:16	0	??????	??????	1.650	1.650		0.0		0.0	9	9		0	0	0.0	FIRE1			VHF1	sync	**QAR stops**

QAR "Flight" parameters

101		1	30	3	4	13	7	5	12	10	26	9	36	14	19	20	48	32	60	59	58	29	89	47	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Ralt Coars feet	IAS DADC kts	Hdg degr	Ailer Left +=TEU	Bank Att#1 degr	Pitch Att#1 degr	ElevPo Left +=TEU	Pitch Trim Pos	Vert Acc G	Lat Acc G	Long Acc G	Rud pos	Flap pos Left	Slat Pos Left	Land Gear Right	Auto Pilot Eng	DFGS code	DFGS mode	Squat sw	Mid Mark Beac	Wing Anti ice	GPWS Mode 1-4,6	Sync error flag	Comments
	07:46:20	99	-0	0	43	14.2	-0.0	-0.0	2.3		1.03	0.018	-0.002	2.8		mid		off	26	armed	ground					
7:45	07:46:21	100	-0	0	43	14.2	-0.0	-0.0	2.4	5.1	1.03	0.018	-0.002	-1.0	11	mid	down	off	0	throt						
	07:46:22	101	-1	0	44	14.1	-0.0	-0.0	2.5		1.03	-0.004	0.008	-3.6		mid		off	14	roll	ground					
	07:46:23	100	-1	0	44	14.1	-0.0	-0.0	2.7	5.1	1.05	0.022	0.006	-2.6	11	mid	down	off	14	pitch						
	07:46:24	101	-1	0	44	14.1	-0.0	-0.0	2.7		1.05	-0.008	0.012	-1.3		mid		off	26	armed	ground					
7:45	07:46:25	102	-1	0	45	14.1	-0.0	-0.0	2.7	5.1	1.03	-0.004	0.010	-4.5	11	mid	down	off	0	throt						
	07:46:26	102	0	0	44	14.1	-0.0	-0.0	2.7		1.04	-0.012	0.016	-4.8		mid		off	14	roll	ground					
	07:46:27	103	-0	0	44	14.1	0.0	-0.0	2.7	5.1	1.03	-0.016	0.014	-5.0	11	mid	down	off	14	pitch						
	07:46:28	103	1	0	43	14.2	0.0	-0.0	2.9		1.04	-0.028	0.014	-5.3		mid		off	26	armed	ground					
7:46	07:46:29	103	-1	0	43	14.2	0.0	-0.0	3.0	5.1	1.04	-0.020	0.014	-3.1	10	mid	down	off	0	throt						
	07:46:30	103	-1	0	42	14.2	0.4	-0.0	3.0		1.04	-0.024	0.012	-8.3		mid		off	14	roll	ground					
	07:46:31	103	-0	0	41	14.2	0.4	-0.0	3.0	5.1	1.03	-0.030	0.014	-8.9	11	mid	down	off	14	pitch						
	07:46:32	103	1	0	40	14.3	0.4	-0.0	3.0		1.06	-0.037	0.018	-8.6		mid		off	26	armed	ground					
7:46	07:46:33	103	1	0	39	14.0	0.4	-0.0	2.9	5.1	1.04	-0.039	0.020	-5.1	11	mid	down	off	0	throt						
	07:46:34	104	-0	0	37	14.0	0.4	-0.0	2.6		1.05	-0.028	0.029	-0.0		mid		off	14	roll	ground					
	07:46:35	105	-0	0	36	13.9	0.4	-0.0	2.1	5.1	1.05	-0.028	0.033	4.1	11	mid	down	off	14	pitch						
	07:46:36	105	-0	0	36	13.7	0.4	0.0	1.7		1.08	-0.014	0.035	8.4		mid		off	26	armed	ground					
7:46	07:46:37	105	-1	0	37	13.7	0.0	-0.0	1.4	5.1	1.04	0.041	0.031	10.2	11	mid	down	off	0	throt						
	07:46:38	105	1	0	39	13.8	0.0	-0.0	1.3		1.06	0.049	0.033	11.1		mid		off	14	roll	ground					
	07:46:39	106	-1	0	43	13.7	0.0	-0.0	1.4	5.1	1.06	0.075	0.031	10.4	11	mid	down	off	14	pitch						**Runway turn-on**
	07:46:40	106	-1	0	48	13.7	0.4	-0.0	1.2		1.05	0.082	0.041	8.3		mid		off	26	armed	ground					
7:46	07:46:41	107	-1	0	52	13.6	0.0	-0.1	1.2	5.1	1.06	0.100	0.045	7.4	11	mid	down	off	0	throt						
	07:46:42	109	-0	0	57	13.1	0.0	-0.4	0.4		1.04	0.086	0.053	5.8		mid		off	14	roll	ground					
	07:46:43	108	-1	0	62	13.6	-0.0	-0.4	0.0	5.1	1.05	0.114	0.086	-5.0	11	mid	down	off	14	pitch						
	07:46:44	109	1	0	67	13.4	-0.4	-0.4	0.0		1.05	0.116	0.138	-9.3		mid		off	26	armed	ground					
7:46	07:46:45	112	-1	32	71	13.2	-0.4	-0.3	0.1	5.1	1.08	0.102	0.165	-4.3	11	mid	down	off	0	throt						
	07:46:46	115	-1	33	74	12.2	-0.4	-0.1	0.0		1.07	0.065	0.200	-3.0		mid		off	14	roll	ground					
	07:46:47	115	-1	35	75	10.5	-0.4	-0.4	0.0	5.1	1.09	0.025	0.214	5.3	11	mid	down	off	14	pitch						**Autothrottle on**
	07:46:48	117	1	38	75	8.8	-0.4	-0.4	-1.1		1.05	0.022	0.234	5.6		mid		off	26	armed	ground					
7:46	07:46:49	118	-1	43	75	6.8	-0.4	-0.4	-2.1	5.1	1.05	0.020	0.242	6.4	11	mid	down	off	4	throt						
	07:46:50	118	-0	46	75	5.1	-0.4	-0.4	-2.3		1.07	0.027	0.254	-1.3		mid		off	14	roll	ground					
	07:46:51	117	1	52	75	3.5	-0.4	-0.4	-2.0	5.1	1.05	0.029	0.263	-1.5	11	mid	down	off	14	pitch						
	07:46:52	117	-1	57	75	2.5	-0.4	-0.4	-2.4		1.04	0.022	0.267	1.8		mid		off	26	armed	ground					
7:46	07:46:53	118	-0	63	75	1.7	-0.0	-0.3	-2.8	5.1	1.05	-0.022	0.269	1.8	11	mid	down	off	2	throt						**Autothrottle clamp**
	07:46:54	118	-1	70	74	1.3	-0.0	-0.2	-2.7		1.12	-0.028	0.265	6.4		mid		off	14	roll	ground					
	07:46:55	118	0	77	74	1.1	-0.0	-0.4	-2.9	5.1	1.07	-0.018	0.261	4.6	11	mid	down	off	14	pitch						
	07:46:56	115	-1	78	74	1.0	-0.0	-0.4	-2.8		1.11	-0.020	0.263	6.1		mid		off	26	armed	ground					
7:46	07:46:57	115	-1	83	74	0.8	-0.4	-0.4	-3.0	5.1	1.10	-0.006	0.261	5.1	10	mid	down	off	2	throt						
	07:46:58	115	-0	89	74	0.8	-0.0	-0.5	-2.5		1.06	0.033	0.257	4.3		mid		off	14	roll	ground					
	07:46:59	115	-0	94	74	0.8	-0.0	-0.3	-3.0	5.1	1.05	0.016	0.250	6.3	10	mid	down	off	14	pitch						
	07:47:00	112	0	99	74	0.7	-0.0	-0.0	-3.4		1.06	0.039	0.250	-0.0		mid		off	26	armed	ground					
7:46	07:47:01	111	-1	104	75	0.7	-0.0	-0.1	-2.9	5.1	1.06	0.031	0.250	-0.3	10	mid	down	off	2	throt						
	07:47:02	115	-1	106	75	0.7	-0.0	-0.2	-2.7		1.05	-0.010	0.242	-0.2		mid		off	14	roll	ground					
	07:47:03	114	-0	111	74	0.4	-0.0	-0.4	-3.2	5.1	1.14	-0.041	0.248	5.5	10	mid	down	off	14	pitch						
	07:47:04	108	-0	115	74	0.4	-0.0	-0.5	-3.9		1.09	-0.024	0.242	3.1		mid		off	26	armed	ground					

Christer Magnusson 930709

QAR "Flight" parameters

101		1	30	3	4	13	7	5	12	10	26	9	36	14	19	20	48	32	60	59	58	29	89	47	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Ralt Coars feet	IAS DADC kts	Hdg degr	Ailer Left +=TEU	Bank Att#1 degr	Pitch Att#1 degr	ElevPo Left +=TEU	Pitch Trim Pos	Vert Acc G	Lat Acc G	Long Acc G	Rud pos	Flap pos Left	Slat Pos Left	Land Gear Right	Auto Pilot Eng	DFGS code	DFGS mode	Squat sw	Mid Mark Beac	Wing Anti ice	GPWS Mode 1-4,6	Sync error flag	Comments
7:46	07:47:05	104	-0	119	74	0.4	-0.0	-0.3	-3.4	5.1	1.06	-0.024	0.236	4.5	10	mid	down	off	2	throt						
	07:47:06	105	-1	125	74	0.6	-0.0	-0.2	-3.1		1.14	0.033	0.240	-0.5		mid		off	14	roll	ground					
	07:47:07	101	0	132	74	0.5	-0.0	-0.1	-0.7	5.1	1.20	0.012	0.236	1.8	10	mid	down	off	14	pitch						**ROTATION BY DEFINITION**
	07:47:08	100	1	136	74	0.4	-0.0	0.0	5.1		1.24	-0.032	0.250	-0.0		mid		off	26	armed	ground					
7:46	07:47:09	95	3	139	74	3.0	0.4	2.4	5.1	5.1	1.10	-0.037	0.309	-1.0	10	mid	down	off	2	throt						
	07:47:10	83	4	142	74	3.9	0.4	6.2	6.4		1.13	-0.008	0.375	-1.8		mid		off	14	roll	air					**"Humming" noise**
	07:47:11	67	10	143	74	7.3	0.7	9.9	7.3	5.1	1.24	0.041	0.387	-4.3	10	mid	down	off	14	pitch						
	07:47:12	81	22	154	73	7.4	1.4	12.1	5.5		1.18	-0.008	0.379	-3.1		mid		off	26	armed	air					**Gear up selected**
7:46	07:47:13	107	39	152	72	0.6	-0.4	13.5	4.2	5.1	1.25	-0.020	0.370	-0.0	10	mid	down	off	2	throt						
	07:47:14	136	65	157	71	-2.7	-1.8	14.8	3.0		1.24	-0.024	0.366	-0.7		mid		off	14	roll	air					
	07:47:15	167	97	163	70	-3.1	-1.8	16.4	1.4	5.1	1.25	-0.020	0.360	-0.8	10	mid	trans	off	14	pitch						
	07:47:16	195	137	163	70	0.3	1.8	17.7	-1.0		1.18	-0.037	0.356	1.3		mid		off	26	armed	air					
7:46	07:47:17	240	183	161	70	-0.8	1.1	18.2	0.0	5.1	1.19	-0.028	0.354	-1.5	10	mid	trans	off	2	throt						
	07:47:18	291	234	163	70	2.9	2.8	18.2	-1.2		1.21	0.035	0.332	-0.3		mid		off	14	roll	air					
	07:47:19	345	288	168	70	3.1	3.2	18.5	-1.4	5.1	1.05	-0.010	0.328	1.3	10	mid	trans	off	14	pitch						
	07:47:20	402	343	166	70	3.3	3.2	19.1	-2.3		1.04	-0.012	0.326	1.0		mid		off	26	armed	air					
7:46	07:47:21	455	401	164	70	-0.6	1.4	19.3	-2.1	5.1	1.07	-0.018	0.332	-0.3	10	mid	up	off	2	throt						
	07:47:22	516	458	160	69	-2.1	0.0	19.0	-1.6		0.97	-0.030	0.313	-1.2		mid		off	14	roll	air					
	07:47:23	579	511	162	69	0.0	1.1	18.5	-2.5	5.1	1.00	-0.024	0.318	-1.3	11	mid	up	off	14	pitch						
	07:47:24	634	574	162	69	1.5	2.1	18.7	-2.2		1.03	0.010	0.322	-1.2		mid		off	26	armed	air					
7:46	07:47:25	696	632	163	70	2.0	2.1	18.8	-2.0	5.1	1.01	-0.008	0.311	-1.0	11	mid	up	off	2	throt						
	07:47:26	756	693	162	69	2.1	1.8	18.9	-1.8		1.02	-0.014	0.324	-1.2		mid		off	14	roll	air					
	07:47:27	814	769	161	69	2.1	1.4	19.2	-2.0	5.1	1.04	-0.018	0.328	-0.8	10	mid	up	off	14	pitch						
	07:47:28	881	835	162	69	0.5	0.0	19.2	-2.4		1.02	-0.014	0.320	-1.2		mid		off	26	armed	air					
7:47	07:47:29	938	893	163	69	0.0	-0.0	19.3	-2.4	5.1	1.03	-0.002	0.316	-0.8	10	mid	up	off	2	throt						
	07:47:30	1000	989	165	69	0.4	0.7	19.4	-2.1		0.98	-0.037	0.313	-0.2		mid		off	14	roll	air					
	07:47:31	1061	1074	163	68	0.4	0.0	19.5	-3.0	5.1	1.01	-0.028	0.316	-1.7	10	mid	up	off	14	pitch						
	07:47:32	1124	1135	160	69	2.2	-0.0	19.1	-4.8		1.01	-0.010	0.289	-2.0		mid		off	26	armed	air					**First surge right engine**
7:47	07:47:33	1185	1189	164	70	2.9	0.7	17.8	-5.2	5.1	0.88	-0.002	0.281	-0.7	10	mid	up	off	14	throt						**Autothrottle EPR G/A-mode**
	07:47:34	1246	1243	162	70	4.4	0.7	16.6	-4.8		0.85	-0.016	0.275	-0.2		mid		off	14	roll	air					
	07:47:35	1302	1291	161	69	3.8	-0.0	15.2	-4.9	5.1	0.85	-0.018	0.273	-1.2	10	mid	up	off	14	pitch						
	07:47:36	1354	1344	161	69	2.4	-2.5	14.2	-4.7		0.90	-0.012	0.285	-1.7		mid		off	26	armed	air	mm				
7:47	07:47:37	1402	1383	163	69	-1.8	-2.8	13.3	-1.8	5.1	0.87	0.035	0.281	-1.5	10	mid	up	off	14	throt		mm				
	07:47:38	1448	1474	162	69	0.3	-0.4	13.5	-1.1		1.01	-0.032	0.291	0.3		mid		off	14	roll	air	mm				
	07:47:39	1482	1514	164	68	0.4	1.1	14.6	-1.6	5.1	1.08	-0.026	0.311	-0.0	10	mid	up	off	14	pitch		mm				**Second surge right engine**
	07:47:40	1527	1537	166	68	1.2	1.1	15.3	-2.0		1.10	-0.034	0.313	-0.2		mid		off	26	armed	air	mm				
7:47	07:47:41	1566	1606	166	68	1.3	0.4	15.5	-2.2	5.1	1.07	-0.012	0.316	-1.3	10	mid	up	off	14	throt		mm				
	07:47:42	1609	1650	166	68	1.9	-0.0	15.6	-2.2		1.01	0.014	0.295	-1.7		mid		off	14	roll	air	mm	on			**Start pwr lever angle increase**
	07:47:43	1651	1705	167	68	1.2	-0.0	15.3	-2.4	5.1	1.05	-0.004	0.293	-1.2	10	mid	up	off	14	pitch		mm				
	07:47:44	1697	1761	170	69	1.2	0.0	15.7	-1.7		1.06	0.039	0.297	-1.0		mid		off	26	armed	air	mm				
7:47	07:47:45	1738	1833	165	69	2.3	2.1	16.3	-2.1	5.1	1.07	0.025	0.305	-0.0	10	mid	up	off	14	throt		mm				
	07:47:46	1790	1874	168	69	2.2	2.5	16.5	-2.7		1.07	-0.024	0.305	-0.3		mid		off	14	roll	air	mm	on			
	07:47:47	1838	1864	168	69	2.5	2.8	16.4	-2.7	5.1	1.06	-0.014	0.301	-0.8	10	mid	up	off	14	pitch		mm				
	07:47:48	1890	1919	171	69	2.4	2.5	16.2	-2.9		1.02	-0.032	0.291	-0.5		mid		off	26	armed	air					
7:47	07:47:49	1941	1997	169	70	2.7	2.5	16.0	-2.8	5.1	1.00	-0.018	0.291	-0.8	10	mid	up	off	14	throt						

QAR "Flight" parameters

101		1	30	3	4	13	7	5	12	10	26	9	36	14	19	20	48	32	60	59	58	29	89	47	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Ralt Coars feet	IAS DADC kts	Hdg degr	Ailer Left +=TEU	Bank Att#1 degr	Pitch Att#1 degr	ElevPo Left +=TEU	Pitch Trim Pos	Vert Acc G	Lat Acc G	Long Acc G	Rud pos	Flap pos Left	Slat Pos Left	Land Gear Right	Auto Pilot Eng	DFGS code	DFGS mode	Squat sw	Mid Mark Beac	Wing Anti ice	GPWS Mode 1-4,6	Sync error flag	Comments
	07:47:50	1995	1978	170	70	3.2	2.5	16.0	-2.7		1.00	-0.032	0.281	-1.2		mid		off	14	roll	air		on			**Right throttle partial retard**
	07:47:51	2046	2039	168	70	3.0	2.8	15.9	-2.8	5.1	1.01	-0.006	0.287	-1.0	10	mid	up	off	14	pitch						
	07:47:52	2103	2115	170	71	4.3	2.5	16.1	-4.4		1.04	-0.032	0.277	-1.0		mid		off	26	armed	air					
7:47	07:47:53	2156	2173	170	71	3.0	1.4	15.5	-3.6	5.1	0.97	-0.026	0.273	-1.7	10	mid	up	off	14	throt						
	07:47:54	2208	2294	171	72	1.5	-0.0	14.7	-3.5		0.94	0.014	0.273	-1.7		mid		off	14	roll	air		on			
	07:47:55	2259	2342	171	72	1.6	-0.0	14.5	-3.9	4.9	0.97	-0.016	0.259	-1.0	10	mid	up	off	14	pitch						
	07:47:56	2312	2405	172	72	2.6	0.0	14.2	-3.5		0.95	0.020	0.269	-1.2		mid		off	26	armed	air					
7:47	07:47:57	2362	2463	172	72	2.3	-0.0	13.6	-4.6	4.7	0.96	-0.022	0.271	-0.7	10	mid	up	off	14	throt						
	07:47:58	2410	2499	173	72	2.1	-0.4	12.8	-4.5		0.91	0.035	0.257	-1.2		mid		off	14	roll	air		on			
	07:47:59	2455	2532	173	72	3.1	-0.7	11.5	-3.7	4.4	0.88	-0.018	0.246	-0.8	10	mid	up	off	14	pitch						
	07:48:00	2502	2559	174	72	3.1	-2.1	11.0	-3.0		0.93	-0.004	0.254	-1.8		mid		off	26	armed	air					
7:47	07:48:01	2538	2588	175	72	2.8	-3.2	11.0	-1.9	4.4	0.99	-0.002	0.265	-1.7	10	mid	up	off	14	throt						
	07:48:02	2578	2616	176	72	2.7	-4.2	11.4	-1.8		1.03	-0.014	0.267	-1.5		mid		off	14	roll	air		on			
	07:48:03	2616	2667	177	72	2.5	-5.3	11.7	-2.1	4.4	1.05	-0.032	0.273	-1.3	10	mid	up	engage	14	pitch						
	07:48:04	2652	2678	178	72	1.8	-5.3	12.1	-1.3		1.06	-0.026	0.275	-0.8		mid		engage	26	armed	air					
7:47	07:48:05	2682	2681	178	71	1.4	-4.6	12.7	-3.6	4.2	1.08	-0.010	0.275	-0.3	10	mid	up	engage	14	throt						
	07:48:06	2723	2707	179	71	1.5	-3.5	12.5	-1.8		1.06	-0.018	0.261	-0.7		mid		off	14	roll	air		on			
	07:48:07	2767	2822	179	71	1.8	-2.8	12.6	-1.5	4.2	0.99	-0.016	0.265	-0.5	8	mid	up	off	14	pitch						**Start flaps retraction**
	07:48:08	2810	2861	179	70	3.1	-2.8	12.9	-1.7		1.01	-0.026	0.279	-1.2		mid		off	26	armed	air					
7:47	07:48:09	2854	2948	180	70	3.5	-4.2	13.2	-1.8	4.2	0.98	-0.010	0.269	-1.8	6	mid	up	off	14	throt						
	07:48:10	2894	2943	180	69	3.5	-5.6	13.1	-3.5		0.97	-0.010	0.250	-1.7		mid		off	14	roll	air		on			
	07:48:11	2943	2989	180	69	1.1	-7.4	11.9	-2.7	4.3	0.86	-0.022	0.261	-1.0	3	mid	up	off	14	pitch						**First surge left engine**
	07:48:12	2980	2992	181	68	1.6	-8.1	10.6	-1.8		0.81	-0.049	0.232	-1.5		mid		off	26	armed	air					
7:47	07:48:13	3016	3001	181	67	1.3	-7.4	10.3	-2.3	4.3	0.90	-0.049	0.269	-1.7	0	mid	up	off	14	throt						**EGT above max both engines**
	07:48:14	3047	3023	183	66	0.6	-7.7	9.1	-2.3		0.89	-0.049	0.281	-1.0		mid		off	14	roll	air		on			
	07:48:15	3075	3026	186	65	0.5	-8.4	8.2	-1.2	4.3	0.87	-0.028	0.240	-1.5	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:48:16	3087	3051	187	64	0.4	-9.5	8.0	0.0		0.98	-0.059	0.293	-1.7		mid		off	26	armed	air					
7:47	07:48:17	3105	3066	188	63	0.5	-10.9	8.6	3.0	4.4	1.19	0.071	0.322	-2.5	0	mid	up	off	14	throt						
	07:48:18	3115	3063	191	62	0.9	-11.3	9.8	-0.5		1.18	-0.006	0.324	-2.3		mid		off	14	roll	air		on			
	07:48:19	3129	3068	193	61	0.6	-11.3	9.8	-0.8	4.5	1.13	0.037	0.301	-1.7	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:48:20	3140	3111	194	61	1.0	-10.2	9.1	-2.4		1.04	0.053	0.277	-1.2		mid		off	26	armed	air					
7:47	07:48:21	3153	3141	196	60	0.8	-9.5	8.6	-1.5	4.5	1.02	-0.006	0.179	-1.5	0	mid	up	off	14	throt						**N1 drop right engine**
	07:48:22	3163	3149	197	59	2.1	-8.4	8.4	-2.9		1.02	0.067	0.138	-2.5		mid		off	14	roll	air		on			**Prob ARTS activation**
	07:48:23	3181	3154	198	59	1.9	-6.3	7.7	-1.3	4.5	0.93	0.045	0.118	-2.3	0	mid	up	off	14	pitch						**EPR < 1.00 right engine**
	07:48:24	3194	3164	198	59	1.1	-4.9	7.4	-0.4		0.95	0.033	0.045	-0.7		mid		off	26	armed	air					
7:47	07:48:25	3206	3167	196	58	1.5	-3.9	7.6	0.0	4.5	1.05	-0.008	0.063	-0.8	0	mid	up	off	14	throt						**EPR < 1.00 left engine**
	07:48:26	3212	3185	194	57	1.4	-4.9	8.1	0.0		1.06	-0.016	0.067	-1.5		mid		off	14	roll	air		on			
	07:48:27	3227	3214	192	56	0.5	-7.0	8.4	-0.5	4.5	1.06	-0.020	0.067	-2.1	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:48:28	3236	3250	191	55	-0.6	-8.8	8.6	1.9		1.06	-0.014	0.079	-2.3		mid		off	26	armed	air					
7:48	07:48:29	3244	3266	189	53	-0.7	-9.1	9.7	0.6	4.5	1.14	-0.014	0.094	-2.1	0	mid	up	off	0	throt						**Autothrottle off**
	07:48:30	3253	3264	187	52	-0.6	-9.5	10.5	-0.5		1.14	-0.014	0.100	-2.0		mid		off	14	roll	air		on			
	07:48:31	3268	3234	185	51	-0.9	-9.5	10.1	0.1	4.5	1.07	-0.016	0.082	-2.1	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:48:32	3282	3331	183	50	-2.4	-9.5	9.1	0.2		0.94	-0.014	0.061	-2.1		mid		off	26	armed	air					
7:48	07:48:33	3291	3328	181	49	-1.3	-8.1	8.3	1.0	4.5	0.93	-0.018	0.065	-2.1	0	mid	up	off	0	throt						
	07:48:34	3299	3328	179	48	-2.4	-8.1	8.2	0.4		0.98	-0.020	0.071	-2.1		mid		off	14	roll	air		on			

QAR "Flight" parameters

101		1	30	3	4	13	7	5	12	10	26	9	36	14	19	20	48	32	60	59	58	29	89	47	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Ralt Coars feet	IAS DADC kts	Hdg degr	Ailer Left +=TEU	Bank Att#1 degr	Pitch Att#1 degr	ElevPo Left +=TEU	Pitch Trim Pos	Vert Acc G	Lat Acc G	Long Acc G	Rud pos	Flap pos Left	Slat Pos Left	Land Gear Right	Auto Pilot Eng	DFGS code	DFGS mode	Squat sw	Mid Mark Beac	Wing Anti ice	GPWS Mode 1-4,6	Sync error flag	Comments
	07:48:35	3306	3328	177	48	-0.4	-7.0	8.2	0.9	4.5	0.98	-0.020	0.077	-2.5	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:48:36	3313	3331	177	46	-1.9	-7.7	8.3	2.4		1.02	-0.018	0.092	-2.8		mid		off	26	armed	air					
7:48	07:48:37	3315	3331	176	46	-2.7	-7.7	8.6	-1.5	4.5	1.05	-0.014	0.090	-2.8	0	mid	up	off	0	throt						
	07:48:38	3317	3328	174	45	-1.9	-7.0	7.1	-2.1		0.94	-0.018	0.071	-2.1		mid		off	14	roll	air		on			"Fire left engine" -warning
	07:48:39	3318	3331	173	44	-0.7	-6.7	4.8	2.7	4.5	0.83	-0.018	0.057	-2.3	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:48:40	3308	3328	172	43	-0.5	-7.0	5.1	4.5		1.01	-0.020	0.098	-2.6		mid		off	26	armed	air					
	07:48:41																									Data missing due pwr fail
	07:48:42																									First Officer pulls fire handle
	07:48:43	3281	3331	172	40	-0.4	-7.7	7.8	-1.6		1.09	-0.008	0.112	-2.0		mid		off	14	roll	air		on			
	07:48:44	3271	3331	171	40	0.2	-7.7	5.4	0.7	4.4	0.92	-0.008	0.067	-1.7	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:48:45	3258	3328	170	39	0.3	-8.1	3.3	6.9		0.87	-0.008	0.071	-2.3		mid		off	26	armed	air					
7:48	07:48:46	3237	3331	169	39	1.4	-8.8	4.7	5.5	4.4	1.15	-0.006	0.134	-2.3	0	mid	up	off	0	throt						
	07:48:47	3217	3331	169	37	1.0	-9.9	6.9	3.2		1.17	-0.008	0.143	-2.1		mid		off	14	roll	air		on			
	07:48:48	3205	3331	170	36	0.8	-10.9	6.9	2.1	4.4	1.14	-0.002	0.124	-2.1	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:48:49	3190	3331	169	35	0.2	-10.9	5.5	1.7		1.00	0.004	0.092	-1.7		mid		off	26	armed	air					
7:48	07:48:50	3168	3331	169	34	0.2	-10.2	4.1	3.2	4.4	0.90	0.004	0.075	-1.3	0	mid	up	off	0	throt						
	07:48:51	3142	3331	169	33	0.3	-9.9	4.0	5.5		1.05	-0.004	0.114	-1.5		mid		off	14	roll	air		on			
	07:48:52	3118	3331	169	31	0.4	-9.5	5.6	4.3	4.6	1.15	-0.006	0.138	-1.5	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:48:53	3101	3331	169	30	0.5	-9.5	6.7	2.4		1.16	-0.006	0.141	-1.8		mid		off	26	armed	air					
7:48	07:48:54	3085	3331	170	29	0.5	-10.2	6.3	2.4	4.5	1.09	-0.004	0.114	-2.0	0	mid	up	off	0	throt						
	07:48:55	3064	3331	170	27	0.5	-10.9	5.0	2.4		0.99	-0.004	0.090	-2.0		mid		off	14	roll	air		on			
	07:48:56	3038	3333	169	26	0.1	-11.3	4.4	3.5	4.5	0.99	-0.008	0.094	-2.1	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:48:57	3014	3331	169	25	-0.2	-11.3	4.7	1.6		1.04	-0.006	0.100	-2.0		mid		off	26	armed	air					
7:48	07:48:58	2993	3331	170	24	-0.4	-11.3	4.5	1.2	4.5	1.02	-0.006	0.100	-2.0	0	mid	up	off	0	throt						
	07:48:59	2974	3328	170	22	-0.2	-10.9	3.6	2.3		0.96	-0.010	0.086	-1.3		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:00	2946	3331	171	21	-1.5	-10.6	3.3	3.9	4.5	1.00	-0.006	0.096	-1.7	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:01	2918	3331	171	20	-2.1	-9.9	4.0	4.3		1.11	-0.006	0.120	-1.7		mid		off	26	armed	air					
7:48	07:49:02	2892	3328	172	19	-0.7	-8.1	5.2	2.0	4.5	1.14	-0.014	0.122	-1.0	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:03	2870	2716	172	17	0.1	-7.0	4.7	0.1		1.09	-0.018	0.108	-1.0		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:04	2845	2711	173	17	-1.2	-7.7	3.3	2.4	4.3	0.93	-0.010	0.075	-1.8	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:05	2818	2700	173	17	-1.1	-7.7	3.0	6.1		1.03	0.012	0.100	-2.0		mid		off	26	armed	air					
7:48	07:49:06	2785	2665	174	15	0.2	-5.6	4.5	4.4	4.4	1.18	-0.006	0.130	-0.7	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:07	2759	2659	175	14	0.3	-4.9	6.2	2.3		1.20	-0.012	0.134	-0.3		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:08	2740	2639	175	13	0.3	-5.3	6.2	1.2	4.4	1.14	-0.012	0.118	-1.0	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:09	2719	2648	175	13	0.3	-5.3	5.1	2.2		1.01	-0.002	0.088	-1.3		mid		off	26	armed	air					
	07:49:10																									Data missing due pwr fail
	07:49:11																									- " -
	07:49:12																									- " -
	07:49:13																									- " -
	07:49:14																									- " -
	07:49:15																									- " -
	07:49:16																									- " -
	07:49:17																									- " -
	07:49:18	-1	2353	1024	12	2.8	0.0	5.4	1.3		1.22	0.004	0.134	-0.5		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:19	-1676	2330	178	12	2.9	-0.0	5.3	0.1	4.8	1.15	0.004	0.108	-0.8	0	mid	up	off	14	pitch						

QAR "Flight" parameters

101		1	30	3	4	13	7	5	12	10	26	9	36	14	19	20	48	32	60	59	58	29	89	47	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Ralt Coars feet	IAS DADC kts	Hdg degr	Ailer Left +=TEU	Bank Att#1 degr	Pitch Att#1 degr	ElevPo Left +=TEU	Pitch Trim Pos	Vert Acc G	Lat Acc G	Long Acc G	Rud pos	Flap pos Left	Slat Pos Left	Land Gear Right	Auto Pilot Eng	DFGS code	DFGS mode	Squat sw	Mid Mark Beac	Wing Anti ice	GPWS Mode 1-4,6	Sync error flag	Comments
	07:49:20	-1692	2283	178	12	2.5	-0.4	4.4	0.0		1.01	-0.004	0.077	-1.2		mid		off	26	armed	air					
7:48	07:49:21	2373	2257	178	11	0.8	-1.4	3.4	0.7	4.7	0.93	-0.006	0.063	-1.7	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:22	2346	2234	178	10	-1.4	-2.1	2.9	1.5		0.99	-0.002	0.077	-1.7		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:23	2317	2189	178	10	-0.8	-1.1	3.5	0.6	4.8	1.04	-0.020	0.082	-1.2	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:24	2293	2185	179	9	0.4	0.0	3.8	2.2		1.06	-0.020	0.090	-0.8		mid		off	26	armed	air					
7:48	07:49:25	2269	2162	180	8	0.9	-0.0	4.4	2.1	4.8	1.12	-0.016	0.100	-1.3	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:26	2268	2136	180	8	0.9	-1.4	5.3	1.1		1.12	-0.008	0.102	-1.7		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:27	2220	2106	181	8	1.8	-1.8	5.3	0.8	4.8	1.11	-0.002	0.096	-1.5	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:28	2193	2091	180	8	-0.9	-2.8	4.9	0.0		1.04	-0.006	0.084	-1.2		mid		off	26	armed	air					
7:49	07:49:29	2191	2067	179	8	-0.1	-2.1	0.0	3.8	4.8	1.06	-0.004	0.092	-1.0	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:30	2191	2054	180	8	0.4	-0.4	6.1	2.2		1.15	-0.016	0.112	-0.7		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:31	2191	2039	180	180	1.6	-0.0	7.0	0.3	5.0	1.14	-0.010	0.112	-0.8	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:32	2191	1989	180	7	0.9	-0.7	6.9	0.0		1.10	-0.012	0.102	-1.2		mid		off	26	armed	air					
7:49	07:49:33	2191	1981	180	7	0.7	-1.4	6.2	0.2	5.0	0.99	-0.018	0.075	-1.3	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:34	2191	1994	180	7	0.0	-2.5	5.9	1.9		1.02	-0.004	0.088	-1.8		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:35	2191	1972	180	7	1.0	-1.8	6.6	0.5	5.0	1.06	-0.010	0.092	-1.5	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:36	2191	1964	180	6	3.0	-0.7	6.7	0.3		1.03	-0.008	0.090	-1.0		mid		off	26	armed	air					
7:49	07:49:37	2191	1944	180	6	1.6	-1.8	6.5	0.5	5.0	1.00	-0.006	0.084	-1.0	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:38	2037	1933	175	6	1.3	-2.5	6.2	0.4		1.00	-0.004	0.082	-0.7		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:39	2023	1904	175	6	2.3	-2.5	6.2	1.6	5.0	1.01	-0.002	0.084	-0.8	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:40	2009	1883	174	6	2.7	-2.1	6.3	1.6		1.04	-0.002	0.096	-0.7		mid		off	26	armed	air					
7:49	07:49:41	1995	1870	174	5	3.3	-1.1	6.5	0.0	5.0	1.04	-0.004	0.092	-0.5	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:42	1982	1861	173	5	2.6	-1.8	6.1	0.0		1.02	-0.002	0.090	-1.2		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:43	1964	1827	173	4	0.7	-3.2	5.1	2.2	5.0	0.95	-0.006	0.084	-1.3	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:44	1946	1814	172	4	1.0	-3.5	5.3	0.4		1.01	-0.004	0.090	-1.2		mid		off	0	armed	air					
7:49	07:49:45	1928	1779	171	4	1.6	-2.5	5.4	1.6	5.0	1.02	-0.012	0.094	-1.0	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:46	1911	1769	171	3	-0.6	-2.5	5.5	0.3		1.03	-0.016	0.094	-0.8		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:47	1890	1744	172	2	0.2	-2.5	5.0	0.0	5.0	1.00	-0.012	0.086	-0.8	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:48	1869	1727	172	2	0.3	-2.5	4.3	0.0		0.95	-0.006	0.073	-1.2		mid		off	0	armed	air					
7:49	07:49:49	1850	1706	171	2	-2.4	-2.1	3.6	0.5	5.0	0.95	-0.004	0.077	-0.8	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:50	1822	1684	170	2	0.0	-0.0	3.1	0.0		0.94	-0.016	0.073	-0.0		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:51	1796	1657	172	2	0.1	1.1	2.5	0.8	5.0	0.95	-0.010	0.075	-0.2	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:52	1768	1633	172	2	0.3	1.8	2.5	3.2		1.05	-0.018	0.100	-0.8		mid		off	0	armed	air					
7:49	07:49:53	1733	1589	172	2	2.0	1.8	3.7	3.1	5.4	1.14	-0.016	0.120	-1.8	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:54	1709	1574	174	2	1.3	0.4	5.1	1.9		1.17	-0.002	0.130	-1.7		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:55	1680	1533	175	3	0.9	0.0	6.0	1.3	5.6	1.15	-0.010	0.130	-0.3	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:49:56	1656	1518	173	3	1.5	0.7	6.3	2.2		1.12	0.004	0.116	-0.3		mid		off	0	armed	air					
7:49	07:49:57	1632	1499	177	3	1.2	1.1	7.1	0.0	5.9	1.14	-0.010	0.116	-0.3	0	mid	up	off	0	throt						
	07:49:58	1611	1506	175	3	1.1	1.1	7.8	0.1		1.13	-0.010	0.124	-0.5		mid		off	14	roll	air		on			
	07:49:59	1599	1482	174	3	1.6	1.8	7.9	-0.8	6.0	1.12	-0.010	0.112	-0.3	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:50:00	1586	1473	172	3	2.3	2.8	7.4	-0.6		1.03	-0.008	0.094	-0.5		mid		off	0	armed	air					
7:49	07:50:01	1574	1468	173	3	2.7	2.5	6.9	1.1	5.9	0.94	-0.022	0.084	-1.3	0	mid	up	off	0	throt						
	07:50:02	1560	1456	170	3	1.1	1.1	7.3	1.1		1.01	-0.022	0.104	-1.3		mid		off	14	roll	air		on			
	07:50:03	1549	1440	168	4	1.0	0.0	8.3	0.0	5.9	1.13	-0.004	0.134	-1.8	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:50:04	1543	1405	167	4	1.2	0.7	8.4	1.1		1.07	-0.004	0.120	-0.8		mid		off	0	armed	air					

QAR "Flight" parameters

101		1	30	3	4	13	7	5	12	10	26	9	36	14	19	20	48	32	60	59	58	29	89	47	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Ralt Coars feet	IAS DADC kts	Hdg degr	Ailer Left +=TEU	Bank Att#1 degr	Pitch Att#1 degr	ElevPo Left +=TEU	Pitch Trim Pos	Vert Acc G	Lat Acc G	Long Acc G	Rud pos	Flap pos Left	Slat Pos Left	Land Gear Right	Auto Pilot Eng	DFGS code	DFGS mode	Squat sw	Mid Mark Beac	Wing Anti ice	GPWS Mode 1-4,6	Sync error flag	Comments
7:49	07:50:05	1536	1409	168	4	0.9	0.7	7.9	2.4	5.8	1.03	-0.018	0.114	-0.7	0	mid	up	off	0	throt						
	07:50:06	1524	1397	166	4	0.9	0.7	8.4	0.2		1.10	-0.024	0.130	-0.8		mid		off	14	roll	air		on			
	07:50:07	1511	1400	168	4	0.9	0.0	8.5	1.3	5.8	1.04	-0.020	0.112	-1.7	0	mid	up	off	14	pitch						
	07:50:08	1506	1376	167	4	0.9	-0.0	8.8	2.4		1.05	-0.026	0.126	-1.5		mid		off	0	armed	air					
7:49	07:50:09	1502	1375	163	4	1.0	0.0	9.2	2.0	5.9	1.12	-0.010	0.118	-0.7	5	mid	up	off	0	throt						**Start of flaps extension**
	07:50:10	1492	1350	165	4	1.6	0.7	9.5	0.0		1.16	-0.014	0.104	-0.7		mid		off	14	roll	air		on			
	07:50:11	1482	1359	164	4	0.9	0.7	9.4	-0.6	5.9	1.17	-0.006	0.096	-0.5	10	mid	up	off	14	pitch						
	07:50:12	1480	1384	164	4	0.9	1.1	9.3	-0.2		1.08	-0.016	0.073	-0.3		mid		off	0	armed	air					
7:49	07:50:13	1476	1401	162	5	1.1	1.8	9.6	-1.6	5.9	1.08	-0.016	0.077	-0.8	11	mid	up	off	0	throt						
	07:50:14	1478	1442	158	5	3.0	2.8	9.3	-0.5		1.00	-0.008	0.065	-0.5		mid		off	14	roll	air		on			
	07:50:15	1484	1452	156	5	1.3	2.1	9.2	-0.1	5.9	1.00	-0.012	0.069	-0.8	11	mid	up	off	14	pitch						
	07:50:16	1493	1467	155	5	1.0	0.7	9.4	-0.3		0.99	0.012	0.071	-2.0		mid		off	0	armed	air					
7:49	07:50:17	1495	1461	152	6	0.3	0.7	9.3	-2.2	5.9	1.00	-0.002	0.073	-0.7	11	mid	up	off	0	throt						
	07:50:18	1503	1445	151	6	1.2	1.1	8.5	-1.1		0.94	-0.002	0.061	-0.2		mid		off	14	roll	air		on			
	07:50:19	1504	1440	149	6	0.8	1.1	7.3	0.0	5.8	0.91	-0.014	0.049	-0.2	13	extend	up	off	14	pitch						
	07:50:20	1501	1426	147	5	2.5	1.4	6.4	1.0		0.93	-0.020	0.045	-1.2		extend		off	0	armed	air					
7:49	07:50:21	1496	1409	144	6	2.1	0.7	6.2	0.9	5.8	0.99	-0.016	0.055	-1.8	19	extend	up	off	0	throt						
	07:50:22	1488	1400	143	6	1.1	0.0	6.2	0.1		1.06	-0.006	0.057	-1.5		extend		off	14	roll	air		on			
	07:50:23	1480	1387	142	6	1.6	0.4	5.5	-2.4	5.6	1.05	-0.002	0.045	-1.0	23	extend	up	off	14	pitch						
	07:50:24	1469	1368	142	6	2.4	1.1	3.8	-1.1		0.98	-0.008	0.027	-0.0		extend		off	0	armed	air					
7:49	07:50:25	1455	1335	141	6	0.0	0.4	2.2	-0.8	5.6	0.89	-0.018	-0.012	-0.8	27	extend	up	off	0	throt						
	07:50:26	1437	1344	141	6	0.5	0.7	1.6	0.6		0.97	0.004	-0.002	-1.5		extend		off	14	roll	air		on			
	07:50:27	1422	1304	140	7	0.6	2.5	2.0	1.7	5.6	1.05	-0.012	0.029	-0.0	27	extend	up	off	14	pitch						**"Landing gear" -warning**
	07:50:28	1403	1274	138	7	2.4	2.8	3.0	-1.0		1.06	-0.032	0.033	-0.7		extend		off	0	armed	air					
7:50	07:50:29	1388	1264	137	7	2.0	1.1	2.8	-2.4	5.6	1.03	-0.004	0.025	-1.8	28	extend	up	off	0	throt						
	07:50:30	1369	1241	137	8	1.5	0.7	1.7	-0.6		0.91	-0.008	0.004	-1.7		extend		off	14	roll	air		on			
	07:50:31	1348	1231	135	8	2.0	0.4	0.8	-0.5	5.6	0.98	-0.002	0.025	-1.0	28	extend	up	off	14	pitch						
	07:50:32	1325	1202	132	8	1.5	1.1	0.0	-0.3		1.01	0.022	0.022	-0.7		extend		off	0	armed	air					
7:50	07:50:33	1304	1171	133	8	1.2	2.1	-1.1	-0.2	5.6	0.97	-0.008	-0.004	1.0	32	extend	up	off	0	throt						
	07:50:34	1274	1141	133	8	2.4	2.8	-2.3	-0.6		0.98	-0.012	-0.022	1.0		extend		off	14	roll	air		on			
	07:50:35	1237	1106	132	8	0.8	1.8	-3.3	-0.2	5.6	1.00	-0.014	-0.030	-0.5	36	extend	up	off	14	pitch						
	07:50:36	1205	1081	134	8	0.5	1.4	-4.0	0.4		0.98	-0.020	-0.049	-1.5		extend		off	0	armed	air					
7:50	07:50:37	1165	1054	135	8	1.0	1.1	-3.9	-0.2	5.6	1.05	-0.012	-0.049	-2.1	39	extend	up	off	0	throt						
	07:50:38	1127	1017	135	8	1.7	1.1	-3.4	-1.0		1.09	-0.014	-0.047	-1.2		extend		off	14	roll	air		on			
	07:50:39	1093	973	137	9	1.9	0.4	-3.3	-0.7	5.6	1.06	0.012	-0.057	-1.3	40	extend	up	off	14	pitch						**Flaps fully extended**
	07:50:40	1057	938	139	9	0.9	-0.4	-3.3	0.1		1.05	-0.006	-0.065	-1.2		extend		off	0	armed	air					
7:50	07:50:41	1021	893	141	9	1.0	-0.0	-2.6	-0.3	5.6	1.07	-0.002	-0.063	-0.7	40	extend	up	off	0	throt						
	07:50:42	986	856	140	9	0.9	0.0	-1.6	-1.4		1.13	-0.020	-0.043	-0.5		extend		off	14	roll	air		on			
	07:50:43	957	818	138	8	3.1	1.8	-1.1	-2.5	5.6	1.11	-0.006	-0.047	-0.2	40	extend	up	off	14	pitch						
	07:50:44	929	781	138	8	2.0	1.8	-1.3	-0.8		1.04	-0.024	-0.047	-1.0		extend		off	0	armed	air					
7:50	07:50:45	902	762	135	8	1.0	1.1	-1.7	0.0	5.6	1.04	-0.014	-0.051	-1.5	40	extend	up	off	0	throt						
	07:50:46	875	740	136	9	1.2	1.1	-1.4	0.0		1.00	-0.010	-0.055	-1.3		extend		off	14	roll	air		on			
	07:50:47	847	713	137	9	0.9	1.4	-0.9	0.2	5.6	1.03	-0.012	-0.047	-1.3	40	extend	up	off	14	pitch						
	07:50:48	817	673	134	10	-4.3	2.1	-0.3	2.1		1.06	-0.028	-0.020	2.0		extend		off	0	armed	air					
7:50	07:50:49	795	653	132	10	-1.4	6.7	0.4	2.2	5.6	1.11	-0.020	-0.004	2.1	40	extend	up	off	0	throt						

QAR "Flight" parameters

101		1	30	3	4	13	7	5	12	10	26	9	36	14	19	20	48	32	60	59	58	29	89	47	113	
GMT a/c hh:mm	Time UTC correct	Press Alt comb	Ralt Coars feet	IAS DADC kts	Hdg degr	Ailer Left +=TEU	Bank Att#1 degr	Pitch Att#1 degr	ElevPo Left +=TEU	Pitch Trim Pos	Vert Acc G	Lat Acc G	Long Acc G	Rud pos	Flap pos Left	Slat Pos Left	Land Gear Right	Auto Pilot Eng	DFGS code	DFGS mode	Squat sw	Mid Mark Beac	Wing Anti ice	GPWS Mode 1-4,6	Sync error flag	Comments
	07:50:50	775	618	131	10	0.0	9.5	1.1	2.2		1.05	-0.028	-0.002	1.5		extend		off	14	roll	air		on			
	07:50:51	749	602	129	11	-3.9	10.9	1.4	-1.2	5.6	1.09	-0.043	0.020	1.0	40	extend	up	off	14	pitch						
	07:50:52	731	574	128	13	-1.9	13.7	0.4	1.0		1.01	-0.047	-0.010	-0.0		extend		off	0	armed	air					
7:50	07:50:53	707	562	126	15	3.4	19.0	-1.1	3.1	5.6	0.94	-0.034	-0.022	1.2	40	extend	up	off	0	throt						
	07:50:54	677	519	127	17	4.9	19.7	-1.8	4.0		0.92	-0.039	-0.026	-2.8		extend		off	14	roll	air		on			
	07:50:55	648	491	128	20	5.6	16.2	-1.8	4.7	5.6	1.09	-0.039	0.014	-5.9	40	extend	up	off	14	pitch				wam		**"Too low gear" -warning**
	07:50:56	621	465	131	24	8.7	14.8	-1.1	4.0		1.12	0.027	-0.006	-6.4		extend		off	0	armed	air			wam		
7:50	07:50:57	577	439	134	27	8.5	12.3	-0.3	2.6	5.6	1.19	-0.010	0.041	-3.0	40	extend	up	off	0	throt				wam		
	07:50:58	542	411	131	29	1.6	6.3	0.2	-1.5		1.20	-0.022	-0.002	-3.1		extend		off	14	roll	air		on	wam		
	07:50:59	511	380	130	30	0.9	2.1	-0.5	0.4	5.6	1.06	0.020	-0.026	-3.1	40	extend	trans	off	14	pitch				wam		
	07:51:00	478	349	133	31	4.3	3.5	-1.8	3.9		1.00	0.041	-0.049	-2.8		extend		off	0	armed	air			wam		
7:50	07:51:01	441	311	134	31	5.7	7.0	-1.7	0.8	5.7	1.01	-0.024	-0.041	-1.2	40	extend	trans	off	0	throt				wam		
	07:51:02	409	271	132	31	1.9	4.9	-0.4	0.7		1.12	-0.043	-0.037	-1.0		extend		off	14	roll	air		on	wam		**"Whoop-whoop pull up" -warning**
	07:51:03	370	249	132	30	-2.4	-0.0	0.5	0.8	5.8	1.12	-0.047	-0.010	-2.0	40	extend	trans	off	14	pitch				wam		
	07:51:04	356	230	131	31	-2.5	-2.1	1.1	4.2		1.05	-0.018	-0.006	-2.1		extend		off	0	armed	air			wam		
7:50	07:51:05	319	185	128	31	-0.8	-1.1	1.6	1.5	5.9	1.12	-0.024	0.022	-2.1	40	extend	trans	off	0	throt				wam		
	07:51:06	294	142	129	32	0.1	-0.0	2.1	8.5		1.08	-0.018	0.037	-2.5		extend		off	14	roll	air		on	wam		
	07:51:07	274	115	125	33	3.1	1.4	3.2	10.2	6.1	1.10	-0.008	0.055	-1.7	40	extend	trans	off	14	pitch				wam		
	07:51:08	250	118	122	33	2.3	1.1	4.9	6.9		1.12	-0.030	0.071	-2.3		extend		off	0	armed	air			wam		
7:50	07:51:09	225	79	123	34	4.6	0.7	6.8	6.1	6.6	1.13	-0.010	0.120	-3.1	40	extend	trans	off	0	throt				wam		
	07:51:10	208	71	118	34	4.3	2.1	8.2	3.5		1.12	-0.024	0.122	-1.3		extend		off	14	roll	air		on	wam		**"Sink rate" -warning**
	07:51:11	202	18	121	34	4.5	1.1	8.4	8.3	6.7	1.08	-0.189	-0.114	-5.0	40	extend	down	off	14	pitch						
	07:51:12	176	14	120	36	-0.8	6.3	7.9	8.0		0.98	-0.212	-0.348	-2.1		extend		off	0	armed	air					**First impact with trees**
:50	07:51:13	129	39	107	40	15.4	19.7	6.5	5.5	6.8	0.81	-0.269	-0.403	-2.1	39	extend	down	off	0	throt						
	07:51:14	100	739	0	49	-84.3	40.1	0.8	6.7		2.09	-1.044	-1.017	-72.4		extend		engage	14	roll	air		on		sync	
	07:51:15	0	-20	0	0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	-3.37	-1.083	-1.083	0.0	0	transt	trans	off	0	roll		mm		wam	sync	
	07:51:16	0	-20	0	0	0.0	0.0	0.0	0.0		-3.37	-1.083	-1.083	0.0		transt		off	0	roll	air	mm		wam	sync	**QAR stops**

Transcript from SK751 Cockpit Voice Recorder

Abbreviations

Mkr - Event marker
UTC - Coordinated Universal Time.
Rel rot - Time relative to rotation as specified in the data readouts.
Tk - Track from which the information is derived.
Src - Source of the information. See below
RP - Right pilot audio channel
LP - Left pilot audio channel
SI - Service interphone audio channel
AM - Area microphone audio channel
FC - Captain (he is also 1/P and L/P)
FO - First Officer (also FP and R/P and 2/P)
FC2 - The Captain coming into cockpit to assist during flight.
CA1 - Cabin attendant no 1 / purser. Normal pos; fwd jump seat
CA2 - Cabin attendant no 2. Aft jump seat.
CA3 - Cabin attendant no 3. Mid jump seat.
CA4 - Cabin attendant no 4. Fwd jump seat, door side.
Mek - The mechanic on ground (heard via intercom)
CLR - Clearance Delivery ARN freq 121.7
GND - Ground Control ARN freq 121.95
TWR - Tower ARN freq 118.5
DEP - Stockhom Control freq 124.1
LF - Swedline (= Linjeflyg)
SK - Scandinavian (= SAS)

Notes;

[Brackets] surrounds interpreted information or additional information about the CVR content.

(Brackets) surround information that is highly uncertain

?? denotes information that has not been interpreted due to disturbances or for other reasons.

? either means a question is asked, or that the information is uncertain.

Transcript from SK 751 Cockpit Voice Recorder

Mkr	UTC	Rel rot	Tk	Src	Information
	07:18:42	-28:25.	AM		[Takeoff warning (checklist item no 36.)]
	07:18:57	-28:10.	AM	FO	Vi har flaps, slats ute!
	07:19:02	-28:05.	AM	FC	Du kan se mången gang om morgonen, så är de skredet og hänger ned
	07:19:06	-28:01.	AM	FO	Vågar jag slå till någonting i ?
	07:19:08	-27:59.	AM	FC	Det kan du gott göra... de köres ligeså stille og rolig op
	07:19:14	-27:53.	AM	FO	Ja, det gör de. Det händer ingenting på .., klämmer inte ihjäl nå'n därute?
	07:19:17	-27:50.	AM	FC	Når der er fem grader så sidder de i hängslet.. [Explaining that at small flap/slat angles there is no way to get hurt if flaps/slats are retracted]
	07:20:22	-26:45.	AM	FO	Han ligger i align fortfarande [refering to IRS (Inertial reference System)]
	07:20:28	-26:39.	AM	FO	Crew at their stations
	07:20:29	-26:38.	AM	FC	Ja, det är checked left side
	07:20:34	-26:33.	AM	FO	Ja,... checked right. FMS
	07:20:42	-26:25.	AM		[Oxygen mask mike test]
	07:20:44	-26:23.	AM	FC	Den är checked, den är bara icke, den har icke gått i....??..
	07:20:52	-26:15.	AM	FO	[Talking about Inertial Navigation System]
	07:21:30	-25:37.	AM	FC	Jag skall lige att checke departure, har vi fått en clearance?
	07:21:32	-25:35.	AM	FO	Nej jag har inte det
	07:21:33	-25:34.	RP	ATIS	[ATIS is on at a low volume all the time, but FO raises the volume at the indicated time and listens for 1 min 10 sec] Arlanda Information Papa, time 06:57, ILS approach runway 01 in use, braking action first part 39, second part 39, third part 36 contamination 100% dry snow and ice one millimeters, departure runway 08 braking action first part 35 second part 32, third part 31 contamination 100% dry snow and ice one millimeters, braking action on taxiways medium, contamination 50% wet or water patches dry snow and ice, one millimeter, TL55, Met special 360/10 knots wind variable between 330 and 030 degrees, visibility 5000 m rain and snow two octas 400 ft, six octas 600 ft temperature 0, dew point 0, QNH 1012 GRADU visibility 10 km weather nil, information out.
	07:21:41	-25:26.	LP		[Listening to ATIS Papa see CVR R/P]
	07:22:57	-24:10.	RP	FO	Delivery godmorgon, SK751, gate two with Papa, request clearance.
	07:23:01	-24:06.	LP		[Listening to R/P receiving clearance]
	07:23:04	-24:03.	RP	CLR	God morgon SK751, start up is approved, correct time 23 and QNH 1013, clearance Copenhagen Dunker four Delta departure, Romeo 1 squawk 7304.
	07:23:21	-23:46.	RP	FO	Cleared Köpenhamn Dunker four Delta, R1 and 7374 for SK751
	07:23:28	-23:39.	RP	CLR	SK751 confirm squawk 7304
	07:23:33	-23:34.	RP	FO	Confirming 7304, SK751
	07:23:37	-23:30.	RP	CLR	SK751, correct and over to ground for push, hejdå
	07:23:40	-23:27.	RP	FO	Hejdå
	07:23:58	-23:09.	AM	FO	FMS
	07:24:00	-23:07.	AM	FC	Den är checked
	07:24:02	-23:05.	AM	FO	Oxygen masks and supply
	07:24:03	-23:04.	AM	FC	Checked
	07:24:05	-23:02.	AM	FO	Parking brakes
	07:24:09	-22:58.	AM	FC	De är checked
	07:24:10	-22:57.	AM	FO	EFIS and compasses
	07:24:14	-22:53.	AM	FC	Two, four eight
	07:24:16	-22:51.	AM	FO	Two, fortyeight
	07:24:17	-22:50.	AM	FC	....Fortyeight
	07:24:32	-22:35.	AM	FO	Mach, airspeed, vertical speed. Checked left.., right

Transcript from SK 751 Cockpit Voice Recorder

Mkr	UTC	Rel rot	Tk	Src	Information
	07:24:34	-22:33.	AM	FC	Checked right
	07:24:37	-22:30.	AM	FO	Altimeter 1013
	07:24:42	-22:25.	AM	FC	Plus 90
	07:24:45	-22:22.	AM	FO	One hundred
	07:24:47	-22:20.	AM	FO	Alti.., då tar vi trim tabs
	07:24:50	-22:17.	AM	FC	Ja de är set left, rudder zero five left.
	07:24:58	-22:09.	AM	FO	Crew papers and aircraft log
	07:25:02	-22:05.	AM	FC	Standby...
	07:25:32	-21:35.	AM	FC	Så har vi, 9803, small engines... [reading from aircraft log and briefing card]
	07:26:06	-21:01.	AM	FC	Tack skall du ha
	07:26:10	-20:57.	AM	CA1	Nu stämmer det med namn och lista, varsågod
	07:26:16	-20:51.	AM	FC	Så har vi fått maintenance release ud av Arlanda den 27, den har inte något som helst feijl, beautiful, beutiful...
	07:26:56	-20:11.	AM	CA3	Hej jag kom lite sent, Anders
	07:27:01	-20:06.	AM	FC	Hej
	07:27:06	-20:01.	AM	FC	Anders han kommer så sent att han inte vet att dörren skall stå öppen [ironically!]
	07:27:09	-19:58.	AM	CA3	Det är rätt, ja
	07:27:16	-19:51.	AM	CA4	..jättevarmt i kabinen, går det att stänga av värmen nu, nu har vi både värme och passagerare
	07:27:20	-19:47.	AM	FC	De kommer udefra [continued "smalltalk" about heating system]
	07:27:33	-19:34.	AM		[Chime (cabin to cockpit call - a message from aft cabin attendant to FO to switch on the auxiliary hydraulic pump)]
	07:27:38	-19:29.	AM	FO	Ja crew papers and aircraft log
	07:27:40	-19:27.	AM	FC	Checked
	07:27:41	-19:26.	AM	FO	Fuel, oil and hydraulic quantity
	07:27:43	-19:24.	AM	FC	Checked
	07:27:44	-19:23.	AM	FO	And signed [points out that FC has signed flightplan]
	07:27:46	-19:21.	AM	FC	Checked left
	07:27:47	-19:20.	AM	FO	Och den är resetted [Fuel used]
	07:27:48	-19:19.	AM	FC	Ja
	07:27:54	-19:13.	AM	FO	Stabilizer, har vi next
	07:28:04	-19:03.	AM	FC	Ulf, Zero Fuel Weight 48.7, yes takeoff weight 55 tons, index zero fuel weight 24, macto 17, we have 123 passengers, seated 8 in the front, 114 in the cafeteria and one elephant [=infant]
	07:28:58	-18:09.	RP	GND	SK503, Tower 118.5
	07:29:08	-17:59.	LP	CA2	Should an evacuation become necessary a line along the floor will light up and show you the way to the emergency exits. Look for you closest exit. A life vest is placed under your seat. Place your cabin baggage under the seat in front of you in order not to block your life vest and to prevent your baggage from sliding into the aisle. Electronic devices containing ....[recording disturbed by radio traffic]... must not be used on board. Mobile telephones must therefore be switched off. The seatbacks must be raised to an upright position and the tables secured so they don't obstruct the way for you and your fellow passengers. For further information have a look at the safety on board folder placed in your seat pocket. Please also fasten your seatbelts and keep them fastened whenever seated. Smoking is not permitted on this flight. Till sist ber vi att ni spänner fast säkerhetsbältet och alltid har det fastspänt så länge ni sitter i stolen. Rökning är inte tillåten ombord. Har ni flera frågor så var vänlig och kontakta kabinpersonalen [total time 12 min 02 sec. Can only be heard in L/P channel]
	07:29:32	-17:35.	AM	FO	Stabilizer 17

Transcript from SK 751 Cockpit Voice Recorder

Mkr	UTC	Rel rot	Tk	Src	Information
	07:29:44	-17:23.	AM	FC	Det är 17 set 11 [flaps 11]
	07:29:49	-17:18.	AM	FO	Checked
	07:29:50	-17:17.	AM	FO	APU started
	07:29:52	-17:15.	AM	FO	Zero Fuel Weight, Aircraft Monitoring System is set
	07:29:55	-17:12.	AM	FO	Takeoff data
	07:29:57	-17:10.	AM	FC	Flaps eleven, 124 and 142, set [V1 for wet and/or slippery rwy]
	07:30:03	-17:04.	AM	FO	Checked
	07:30:05	-17:02.	AM	FO	Anti collision switch on
	07:30:06	-17:01.	AM	FO	Cabin report
	07:30:08	-16:59.	AM	FC	Standby
	07:30:10	-16:57.	AM	FC	Vores braking action figures, va myget er de
	07:30:15	-16:52.	AM	FO	Point five,.. point three five
	07:30:19	-16:48.	AM	FO	I guess no. derating?
	07:30:21	-16:46.	AM	FC	Nej [= No derating]
	07:30:28	-16:39.	RP	GND	SK006, contact Tower 118.5
	07:30:58	-16:09.	RP	GND	SK525, pushback approved
	07:31:04	-16:03.	AM	Mek	Har ni APU power available?
	07:31:07	-16:00.	AM	FC	Ja
	07:31:09	-15:58.	AM	Mek	Lampan lyser inte
	07:31:11	-15:56.	AM		[Sound from APU Generator Reset Switch]
	07:31:12	-15:55.	AM	Mek	Ja just det nu
	07:31:13	-15:54.	AM	FC	Varsågod. Och vi har effekt
	07:31:16	-15:51.	AM	FC	Hvor langt har vi kommit med deicing nu
	07:31:32	-15:35.	AM	CA1	Vingarna är kvar, dom har gjort (det) på undersidan nu gör dom översidan
	07:31:36	-15:31.	AM	FC	Tack ska du ha
	07:31:46	-15:21.	LP	FC	Ja god morgen mitt herrskaper, deres kaptein. Håper de har haft en trevlig jul och god fortsättning. Vi skall börja här med att flyga ner till Köpenhamn. Vi håller lige just på att få rensat våra vingar efter att det har varit lite snö här i kväll och när det är färdigt så drar vi iväg. Vi kommer att flyga snabbt till Köpenhamn idag på grund av kraftig vind og det vore fint om jag så lykkades att hitta några av vores beste kolleger i kabinen så dem räknar med att ge er hele serviceshowet. Jag ger dem ett ..[interrupt due to switch of CVR tape direction] .. Håper de får en trevlig rejse. [Total time 43 sec. Can be heard both in L/P and SI channel at about the same volume]
	07:32:16	-14:51.	RP	Mek	Ja cockpit, vi skall börja med avisning
	07:32:20	-14:47.	AM		[Interrupt due to change of CVR tape direction]
	07:32:22	-14:45.	RP	FO	Ja
	07:32:24	-14:43.	AM	FC	Har de börjat med deicing nu?
	07:32:26	-14:41.	AM	FO	Ja
	07:32:28	-14:39.	LP	FC	This is your captain, hope you´ve had a merry Christmas and wish you welcome this morning here on our flight towards Copenhagen. W'ere just about ready. Just need to clean our wings before we can depart towards the south to warmer country. I have managed this morning to pick our best cabins colleagues and they will take care of you en route. It is gonna be speedy because we have tremendous winds down over Sweden and therefore having a very short flight time this morning. We all hope you'll have a nice flight and wish you a nice morning once again. Thank you. [Total time 50 sec]
	07:32:58	-14:09.	RP	GND	God morgon SK148, 66
	07:33:21	-13:46.	LP	CA1	Cabin crew arm slides please [Only in L/P channel]
	07:33:25	-13:42.	AM	FC	Ja!
	07:33:27	-13:40.	AM	FO	Det var Cabin report next

Transcript from SK 751 Cockpit Voice Recorder

Mkr	UTC	Rel rot	Tk	Src	Information
	07:33:29	-13:38.	AM	FC	Vi har fått en Dunker four delta [departure], climb initially to 5000, det är set, climb gradient, make it 250 below flight level 100, vad säger Eva? [CA1]
	07:33:44	-13:23.	AM	CA1	Kabinen är klar nu,. det är 8 och 115 inklusive en infant och en UM [Unaccompanied Minor].
	07:34:06	-13:01.	AM	FC	.....ni må gärne ha dörren åpen.....
	07:34:10	-12:57.	AM	FO	Yes, cabin report
	07:34:11	-12:56.	AM	FC	Den var received
	07:34:12	-12:55.	AM	FO	Doors - closed
	07:34:13	-12:54.	AM	FC	Checked
	07:34:14	-12:53.	AM	FO	Checklist completed
	07:34:18	-12:49.	AM	FC	Och Aros, Dunker four delta det är four miles Arlanda,..??.. turn left 077 Aros....(twelve eight)... 077 det är 257 .(at.. 6 miles) turn left 034 Dunker..
	07:34:47	-12:20.	AM	FO	Du har tvåan på (Arlanda)
	07:34:49	-12:18.	AM	FC	Engine failure follow .(SID).. 2000, ... den er meget generell!
	07:34:59	-12:08.	AM	FO	Nu börjar dom med vingarna
	07:36:17	-10:50.	RP	GND	SK525, taxi to holding 08
	07:37:19	-09:48.	AM	FO	Nothing happens...
	07:37:20	-09:47.	AM	FC	Nej, de är vid att spruta ...., de skall också spruta på undersidan,... där var cirka så mycket [showing at his thumbnail].....cirka 3 mm.....
	07:37:50	-09:17.	AM	FO	Jag tog god tid på mej i morse för jag skulle fixa detta med flygbiljetterna till min fru. Jag sätter mej i bilen och kör..slippery.. normalt tar det 40 minuter, det tog mej en timme och tio minuter att komma hit
	07:38:00	-09:07.	RP	GND	SK525, contact Tower 118.5
	07:38:08	-08:59.	AM	FO	Så det var tur hon hade glömt biljetterna på sätt och vis....
	07:38:16	-08:51.	AM	FO	Det har snöat och frusit och sen har det töat så att det blir som såpa va
	07:38:45	-08:22.	RP		[Identification signals from SSA -ILS runway 01 and OHT - NDB runway 01, are heard in the background].
	07:39:26	-07:41.	RP	ATIS	Arlanda Information Quebec, time 07:20, ILS approach runway 01 in use, braking action first part 39, second part 39, third part 36 contamination 100% dry snow and ice one millimeters, departure runway 08 braking action first part 35 second part 32, third part 31 contamination 100% dry snow and ice one millimeters, braking action on taxiways medium, contamination 50% wet or water patches dry snow and ice, one millimeter, TL55, Met report 360/11 knots, wind variable between 330 and 030 degrees, visibility 8 km snow two octas 500 ft, six octas 800 ft temperature minus 0, dew point minus 0, QNH 1013 GRADU 6 octas 1000 ft information Quebec.[Listening for 1 min 45 sec]
	07:39:46	-07:21.	RP	GND	Swedline 208, pushback is approved
	07:41:06	-06:01.	AM	FC	Ska vi begära en pushback
	07:41:13	-05:54.	RP	FO	Ground, god morgon SK751 with Quebec now and request push from gate 2
	07:41:20	-05:47.	RP	GND	SK751 push is approved
	07:41:21	-05:46.	LP	Mek	Ja klar med avisning
	07:41:24	-05:43.	RP	FO	Push approved SK751
	07:41:25	-05:42.	LP	FC	Ja vi är klare till att pushe, brakes är off
	07:41:31	-05:36.	LP	Mek	Ja
	07:41:33	-05:34.	LP	FC	Och vad sprutet vi med
	07:41:36	-05:31.	LP	Mek	Ja, vänta lite.... nu kan ni starta flyget å gå
	07:41:42	-05:25.	LP	FC	Ja starter vi to og en då
	07:41:46	-05:21.	AM	FC	Pressure, starting right engine
	07:41:53	-05:14.	AM	FO	Ja.....Valve open.....Oil pressure, N1

Transcript from SK 751 Cockpit Voice Recorder

Mkr	UTC	Rel rot	Tk	Src	Information
	07:42:00	-05:07.	LP	CA2	Good morning ladies and gentlemen, captain Rasmussen and his crew would like to welcome you aboard this Scandinavian Airlines flight bound for Copenhagen and then continuing to Warsaw. The flying time to Copenhagen is estimated to ...[recording interrupted by Captains communication with the mechanic. Can only be heard in L/P channel]
	07:42:12	-04:55.	LP	FC	Och de fick renset fint med under vingen?
	07:42:16	-04:51.	LP	Mek	Ja det var mycket is och snö, nu är det fint, det är perfekt du
	07:42:22	-04:45.	LP	FC	Det lyder bra nok, tack
	07:42:25	-04:42.	AM		[Noise from high-energy ignition system in background]
	07:42:25	-04:42.	AM	FC	Checked, timing, fuel on, flow..light up
	07:42:28	-04:39.	LP	CA2	God morgon, kapten Rasmussen och hans besättning hälsar er hjärtligt välkomna ombord på denna flygningen med SAS till Köpenhamn och sen vidare till Warsawa. Flygtiden till Köpenhamn är beräknad till cirka 50 minuter. Vi är strax klara för start så vi ber att kontrollera att... [recording interrupted by captains communication with the mechanic]... och till sist önskar vi er en trevlig flygresa.
	07:42:35	-04:32.	AM		[(Right) generator relay closes]
	07:42:36	-04:29.	AM	FC	Left engine
	07:42:36	-04:31.	AM	FO	Valve closed
	07:42:37	-04:30.	AM	FO	Left valve open
	07:42:41	-04:26.	LP	Mek	Ja brakes on
	07:42:43	-04:24.	LP	FC	Ja brakes er on
	07:42:45	-04:22.	AM	FO	Oil pressure, N1
	07:42:56	-04:11.	AM	FC	Timing [FC talk disguised by high radio volume]
	07:43:04	-04:03.	LP	FC	Ja det är bra uppe här så du må disconnecta, ha en trevlig dag och gott nytt år
	07:43:07	-03:58.	LP	Mek	Ja detsamma. Hejdå
	07:43:08	-03:59.	AM		[(Left) generator relay closes]
	07:43:09	-03:58.	LP	FC	Hejdå
	07:43:14	-03:53.	AM	FO	After start checklist?
	07:43:19	-03:48.	AM	FO	Air Conditioning, APU auto and set, Electrical power
	07:43:21	-03:46.	AM	FC	Ja det var checked left side
	07:43:25	-03:42.	AM	FO	Flight controls
	07:43:32	-03:35.	AM	FC	Checked
	07:43:34	-03:33.	AM	FO	Hydraulic pressures and pumps - set and checked
	07:43:36	-03:31.	LP		[Identification signals ARL - Arlanda VOR- and OHT - NDB runway 01 - are heard in the background during takeoff]
	07:43:37	-03:30.	AM	FO	Ice protection and fuel heat
	07:43:39	-03:28.	AM	FC	Vad var temperaturen
	07:43:40	-03:27.	AM	FO	Zero/zero.....du har även på...
	07:43:44	-03:23.	AM	FC	Ja, engine ice on [one click from switch is heard]
	07:43:48	-03:19.	AM	FO	Pneumatic levers - closed
	07:43:50	-03:17.	AM	FO	Annunciator panel and lights
	07:43:51	-03:16.	AM	FC	De var checked
	07:43:53	-03:14.	AM	FO	Cabin report
	07:43:54	-03:13.	AM	FC	Received
	07:43:55	-03:12.	AM	FO	Clear signal and lights
	07:43:56	-03:11.	AM	FC	Received and on
	07:43:57	-03:10.	AM	FO	Flaps and slats
	07:43:58	-03:09.	AM	FC	Eleven
	07:43:59	-03:08.	AM	FO	..??..[Sound from switch interrupting]
	07:44:01	-03:06.	AM	FC	Thank you
	07:44:02	-03:05.	RP	FO	SK751 request taxi
	07:44:07	-03:00.	RP	GND	751 taxi to holding 08
	07:44:09	-02:58.	AM		[FC and FO talking about taxiing with regard to a snow bank]
	07:44:10	-02:57.	RP	FO	Holding 08, SK751
	07:44:29	-02:38.	AM	FO	Flight instruments

Transcript from SK 751 Cockpit Voice Recorder

Mkr	UTC	Rel rot	Tk	Src	Information
	07:44:30	-02:37.	AM	FC	De är checked
	07:44:31	-02:36.	AM	FO	Four five
	07:44:32	-02:35.	AM	FC	Fourty five, checked
	07:44:34	-02:33.	AM	FO	Nav aids and flight guidance
	07:44:35	-02:32.	AM	FC	Ja de är set as briefed, takeoff, takeoff å Dunker four delta, turn at four miles
	07:44:47	-02:20.	AM	FO	Transponder -7304
	07:44:50	-02:17.	AM	FC	Checked
	07:44:52	-02:15.	AM	FO	Brake temperature, zero, checklist completed to one minute warning
	07:44:56	-02:11.	AM	FC	Thank you
	07:45:20	-01:47.	RP	GND	SK751 call tower one eighteen five, hejdå
	07:45:23	-01:44.	RP	FO	Eighteen five SK751, hejdå
	07:45:26	-01:41.	AM	FC	Ja , eighteen five
	07:45:29	-01:38.	RP	FO	Tower god morgon SK751, approaching holding point runway 08
	07:45:34	-01:33.	RP	TWR	Roger 751, you are cleared for takeoff from runway 08, when airborne contact 124.1
	07:45:39	-01:28.	AM		[Chime (seat belts switch off-on -cabin one minute warning) and noise from arming spoilers]
	07:45:41	-01:26.	RP	TWR	Cleared for takeoff runway 08 and 124.1 when airborne, SK751
	07:45:45	-01:22.	AM	FC	Cleared for takeoff airborne twentyfour one
	07:45:51	-01:16.	AM	FO	Ja,.. cabin
	07:45:53	-01:14.	AM	FC	De var warned
	07:45:54	-01:13.	AM	FO	Spoilers
	07:45:55	-01:12.	AM	FC	De var armed
	07:45:56	-01:11.	AM	FO	Autobrake - takeoff and armed, runway update performed, checklist completed
	07:45:57	-01:10.	RP	LF	Hejsan, Swedline 208
	07:46:00	-01:07	RP	TWR	Swedline 208, god morgon, behind the MD80 line up 08, when airborne contact 123.75
	07:46:07	-01:00	RP	LF	Will line up behind the MD, 123.75, Swedline 208
	07:46:20	-00:47	AM	FC	Are you ready
	07:46:23	-00:44	AM	FO	Yes any time
	07:46:38	-00:29	AM		[Squeaking from nosegear?]
T1	07:46:41	-00:26	AM	FC	Timing
	07:46:42	-00:25	AM	FO	Checked
	07:46:47	-00:20	AM	FC	Autothrottle on
	07:46:49	-00:18	AM	FO	Autothrottles on
	07:46:50	-00:17	AM	FC	Set power
	07:46:53	-00:14	AM	FO	Power set, instruments checked, clamp, V1 is 124 [A snapping sound is heard when the FO says "clamp". The sound probably originates from the cockpit (near the microphone)]
	07:46:58	-00:09	AM	FC	Checked
	07:47:02	-00:05	AM		[A snapping sound is heard again]
	07:47:05	-00:02	AM	FO	V1,
T2	07:47:06	-00:01	AM	FO	Rotate
R	07:47:07	00:00.			ROTATION = Zero Relative Time
E1	07:47:10	00:03.	AM		[A weak humming noise can be heard for a few seconds. According to FC he noticed this sound before gear retraction but could not identify it]
	07:47:11	00:04.	AM	FC	Gear up
C1	07:47:12	00:04.87	AM	FO	[Chime] - Gear up selected
E2	07:47:19	00:12.	AM		[A faint "rumbling" noise can be heard. This was also noted by the FC after gear up]
T3	07:47:26.54	00:19.54	RP	DEP	Swedline 780 reduce to (old) speed
	07:47:30	00:23.	RP	LF	Seven eight zero reducing
S1	07:47:31	00:23.8	AM		[•1 first engine surge]

Transcript from SK 751 Cockpit Voice Recorder

Mkr	UTC	Rel rot	Tk	Src	Information
	07:47:34	00:27.	LP		[Middle marker is heard for 16 sec]
	07:47:36	00:29.	AM	FO	..??..??
S2	07:47:38	00:30.88	AM		[•2 surge]
	07:47:39	00:31.6	AM		[Two "clicks" (from wing anti-ice switches)]
S3	07:47:41	00:34.05	AM		[•3 surge]
T4	07:47:42	00:35.	AM	FO	Tror det är.... kompressorstall ["Believe it is.... compressor stall"]
S4	07:47:44	00:36.56	AM		[•4 surge]
S5	07:47:46	00:38.86	AM		[•5 surge]
S6	07:47:47	00:40.42	AM		[•6 surge]
S7	07:47:49	00:41.62	AM		[•7 surge]
S8	07:47:50	00:42.45	AM		[•8 surge]
S9	07:47:52	00:45.	AM		[•9 surge]
	07:47:54	00:47.	AM	FO	(Va är ..??...till det här..??)
S10	07:47:55	00:47.83	AM		[•10 surge]
S11	07:47:57	00:50.31	AM		[•11 surge]
S12	07:47:59	00:52.25	AM		[•12 surge]
S13	07:48:02	00:54.54	AM		[•13 surge]
S14	07:48:03	00:56.21	AM		[•14 surge]
W1	07:48:05	00:57.95	AM		[Warbler+ Autopilot (autopilot disengage warning. This warning remains on for the rest of the flight, except when interrupted by other warnings]
S16	07:48:07	01:00.	AM		[•16 surge]. Surge no 16 starts here and is followed by several surges, partly disguised by the warnings
C2	07:48:13	01:05.65	AM		[3x chimes (cabin to cockpit call)]
	07:48:15.41	01:08.41	SI	CA2	.....Hallå..... [≈10 sec of heavy noise from engine stalls in background. Only heard in this channel. Final engine breakdown heard at UTC 07:48:20 + 3 to 4 sec]
	07:48:16.66	01:09.66	RP	DEP	Swedline 780 turn left heading heading 030, cleared for approach runway zero one.
	07:48:21.42	01:14.42	RP	LF	Left heading 030, cleared approach zero one, Swedline 780
C3	07:48:22	01:15.02	AM		[One more chime (cabin to cockpit call)]
S17	07:48:23	01:15.72	AM		[Last engine surge that can be heard]
	07:48:27	01:19.57	RP	DEP	Swedline 780
T5	07:48:29	01:21.88	AM	FC	Engine relight, engine relight!
6	07:48:32	01:25.3	AM	FO	Checked
W2	07:48:37	01:30.50	AM		[Fire bell (5 short interval high pitch tones)+Fire left engine]
7	07:48:40	01:33.21	AM	FO	Ska jag dra?
C4	07:48:41	01:33.98	AM		[One chime immediately after "ska jag dra"]
E3	07:48:42	01:35.08	AM		[Switch of CVR tape direction]
	07:48:44	01:37.	AM	FO?	(Svarar vänstermotorn?)
T6	07:48:44.63	01:37.63	RP	FO	Arlanda.... Stockholm SK 74...751
T7	07:48:51.21	01:44.21	RP	DEP	Ja godmorgon SK751, climb to FL180, no speed restriction.
T8	07:48:56.11	01:49.11	RP	FO	We have problems with our engines, please....[clicks from switches, talk and autopilot disconnect warning in the background]...we need to go back to,... to go back to Arlanda
8	07:49:02	01:54.78	AM	FC	(Har vi en) restart procedure?
E4	07:49:04	01:57.05	AM		["Click" (from switch)]
T9	07:49:05.81	01:58.81	RP	DEP	751, Roger, turn right heading 18... [power interrupts] ...turn righ...
C5	07:49:06	01:59.	AM		[Two double chimes (bing-bong, bing-bong). CA2 calling CA1]
T10	07:49:09	02:02.02	AM	FC2	Titta [power interrupt] fram
P1	07:49:09	02:02.21	AM		[Electrical power interrupt no1]
	07:49:10	02:03.	SI	CA1	Jaa
P2	07:49:10	02:03.37		AM	[Electrical power interrupt no 2]
P3	07:49:11	02:04.09		AM	[Electrical power interrupt no 3]
P4	07:49:12	02:04.74		AM	[Electrical power interrupt no 4]
P5	07:49:12	02:05.25		AM	[Electrical power interrupt no 5]
	07:49:12	02:05.	SI	CA	Ja

Transcript from SK 751 Cockpit Voice Recorder

Mkr	UTC	Rel rot	Tk	Src	Information
	07:49:12	02:05.	SI	CA2?	Ja
	07:49:13	02:05.67	AM	FC2	Titta rakt fram
	07:49:13	02:06.	SI	CA2	Det är en..Jag tror att det är en pilot som sitter här bak, han säger att höger motor stallar jag vet inte vad det betyder
9	07:49:13	02:06.40	AM	FC	Yes
P6	07:49:14	02:07.47		AM	[Electrical power interrupt no 6]
	07:49:17	02:10.	SI	CA1	Ja, höger motor stallar.....[several power interrupts and chimes (due to interrupts) are heard. Microphone is "open" for about 17 seconds]
T11	07:49:18	02:10.64	AM	FC	(Prepare for emergency!)
T12	07:49:19	02:12.24	AM	FC2	Ja titta rak, titta rakt fram, titta rakt fram!
	07:49:22	02:14.75	AM	FC	Yes!
P7	07:49:24	02:17.06	AM		[One Power interrupt followed by stabilizer motion horn]
	07:49:27	02:19.58	AM	FC2	Titta rakt fram!
P8-16	07:49:27	02:19.96	AM		[≈9 more power interrupts during 7 seconds]
E5	07:49:30	02:23.35	AM		["Click" (from switch)]
T13	07:49:31.40	02:24.40	RP	DEP	SK751 are you able to turn right heading 090 radar vectoring for zero one...[several power interrupts]
P17	07:49:36	02:28.74	AM		[Last power interrupt that can be heard]
T14	07:49:36	02:29.33	AM	CA1	Höger motor stallar [heard in background]
T15	07:49:37.73	02:30.73	RP	FO	Roger..we are maintaining heading right now but we are trying to make a restart of the engines and make a slow turn to the left
	07:49:41	02:33.55	AM	FC	(Engine) restart checklist
T16	07:49:46.83	02:39.83	RP	DEP	Roger, you can maintain 2000 ft also.
	07:49:47	02:40.	SI		[Noise from high energy ignition. On for the rest of the flight]
	07:49:48	02:41.15	AM	FC2	Titta rakt fram, titta rakt fram!
	07:49:50	02:42.85	AM	FC	Yes
	07:49:50.82	02:43.82	RP	FO	We are not able to maintain 2000 ft, we are descending, we are now at 1600 descending
E6	07:49:55	02:47.65	AM		[Stabilizer motion horn]
T17	07:49:57	02:50.27	AM	FC	Prepare for an on ground emergency!
T18	07:50:02	02:55.37	AM	FC2	Ja titta rakt fram, titta rakt fram
	07:50:03	02:55.56	RP	LF	Swedline 780 established 01
	07:50:05	02:57.72	AM	FC	Checked
T19	07:50:06.90	02:59.90	RP	DEP	780 Tower 118.5
	07:50:10	03:02.95	RP	LF	118.5, hej
	07:50:10	03:03.43	AM	CA1	Sätt dig i cockpit! [Asks FC2 to sit down]
T20	07:50:12	03:04.78	AM	FC	Prepare for on ground emergency!
	07:50:13	03:06.26	AM	FC2	[Shouting] On ground emergency!!
	07:50:15	03:07.69	AM	FC	On ground emergency!
T21	07:50:16	03:09.11	AM	FC2	Titta rakt fr.., titta rakt fram!
T22	07:50:21.72	03:14.72	RP	DEP	Swedline 208, climb to Flight Level 190
	07:50:24	03:16.77	AM	FC2	Titta rakt fram
	07:50:24	03:17.47	AM	FC	Checked?
	07:50:25	03:17.71	RP	LF	Flight level 190, Swedline two three, correction 208.
	07:50:25	03:17.98	AM		[Horn + "landing gear"]
T23	07:50:28	03:20.54	AM	FC2	Titta rakt fram, ... ut
W3	07:50:30	03:23.24	AM		[Horn+landing gear (intermittently with auto pilot warning until end of flight)]
	07:50:31	03:24.29	LP	CA1	On ground emergency
	07:50:35	03:27.51	AM	FC	(Flaps eh eh)
T24	07:50:36	03:28.84	AM	FC2	Ja vi har flaps, vi har flap, titta rakt fram, titta rakt fram!
	07:50:39	03:31.78	AM	FC	Yes
	07:50:42	03:35.3	LP	CA1	Sätt dej ner
T25	07:50:43	03:35.78	AM	FC2	Du fly.., nej du flyger
	07:50:44	03:37.03	AM		[Sound from Switch?]
	07:50:44	03:37.17	AM	FC	Yes

Transcript from SK 751 Cockpit Voice Recorder

Mkr	UTC	Rel rot	Tk	Src	Information
T26	07:50:45	03:37.83	AM	FC2	Välj en plats, höger, höger, höger, höger, höger,.. höger, höger,.. styr höger, styr höger
	07:50:51	03:44.	LP	CA1	Keep your seat belts fastened
	07:50:51	03:44.36	AM	FC	..Checked..checked
	07:50:53	03:46.10	LP	CA1	Keep calm
	07:50:54	03:47.11	AM	FC2	Ja rakt fram där, rakt fram där, rakt fram (rakt mot skogen)
W4	07:50:55	03:48.42	AM		[Too low gear (from GPWS)]
	07:50:57	03:49.5	AM	FC2	Ja rakt mot skogen
	07:50:57	03:50.17	AM		[Too low gear]
	07:50:57	03:50.40	AM	FO	Ska vi ta ut hjulen.?
	07:50:58	03:51.	LP	CA1	Bend down, hold your knees..[chime]... ja
T27	07:50:58	03:51.25	AM	FC2	Ja gear down, gear down
W5	07:50:59	03:51.93	AM		[Whoop- whoop pull up (Continues for 11 seconds, and is then replaced by Sink rate)]
	07:50:59	03:52.05	AM		[Chime from gear down]
	07:51:01	03:53.8	AM	FC2?	(Nä gear down??)
	07:51:03	03:55.6	AM	FC2	Styr rakt fram
	07:51:04	03:57.42	AM	FC2	..??..?? [Could be; "Upp(ge plats), upp(ge plats)". Message ends rel time 04:01.92]
	07:51:05.00	03:58.0	RP	FO	Och Stockholm SK751, vi havererar i marken nu ["Havererar" UTC 07:51:06.88. "marken" UTC 07:51:07.45. Rel time 03:59.88 and 04:00.45 respectively]
E7	07:51:06	03:58.97	AM		[Stabilizer motion horn]
E8	07:51:10	04:02.83	AM		[Sink rate + 1 sec Stabilizer motion horn+Sink rate]
E9	07:51:12	04:04.58	AM		[3.40 seconds of sounds from crash]
	07:51:15	04:08.38	AM		[End of recording]

SAS

LINE MAINTENANCE

AVISNINGSINSTRUKTION

VINTERN 91/92

SVENSK UTGÅVA

STOTS-Q/LBG/NOV1991

GENERELLT

Begreppet avisning innefattar både "De-icing" och "Anti-icing".

Med "De-icing" avses avlägsnande av snö, is eller frost från flygplan.

Med "Anti-icing" avses skydd mot återfrysning.

Snö, is eller frost kan allvarligt påverka flygplanets stabilitet och kontroll.

Generellt gäller att hela flygplanet skall vara fritt från snö, is och frost före flygning.

Undantag:
- På flygplan med vingmonterade motorer tillåts ett tunt lager frost på flygplankroppens ovansida. Frostbeslaget får inte vara tjockare än att dekoren fortfarande kan skönjas.

- På vissa flygplan är det tillåtet med ett tunt lager is med en maximal tjocklek på 1,5 mm, eller ett tunt lager med frost med en maximal tjocklek på 3 mm på vingens undersida inom tankområdet om isen eller frosten bildats av kondensering av luftens fuktighet. Utanför tankområdet på vingens undersida tillåts ingen is eller frost.

Om flygplanet avisas i övrigt, skall is eller frost på vingens undersida också avisas.

Ansvarighet
Avsändande tekniker ansvarar för att korrekt och komplett avisning utförts. Om teknikern bedömer det som nödvändigt med ytterligare avisning utöver standardavisning skall detta framföras direkt till avisningspersonalen. Om den som utför avisningen bedömer det som nödvändigt med ytterligare avisning skall detta rapporteras direkt till den ansvarige teknikern.

Om besättningen begär avisning skall detta utföras. Om besättningen ej begär avisning men teknikern bedömer det som nödvändigt skall detta framföras direkt till besättningen och avisning utföras. Avisning får ej påbörjas innan klartecken givits från lastningen.

Besättningen måste alltid informeras innan avisningen påbörjas för att stänga av pneumatiken och luftkonditioneringen.

Kaptenen är ansvarig för avisningsskyddet under uttaxningen.

Kaptenen har det slutliga ansvaret för avisningen vid övertagandet av flygplanet.

Besättningen måste alltid informeras om vingarnas undersida är belagd med is eller frost som inte avisats.

AEA´s AVISNINGSKODER

AEA´s avisningskoder skall användas av markpersonalen när ett flygplan har avisats för att informera besättningen om vilken avisning som utförts.

Anti-Icing - AEA Type 1:

- Denna kod anger för besättningen att flygplanet sprutats med en Type 1 som skydd mot frysning (anti-icing), vilken uppfyller kraven enligt AEA. Tiden som vätskan beräknas skydda mot återfrysning (Hold-Over-Time) framgår av tabellen för AEA Type 1.

Anti-Icing - AEA Type 2/100:

- Denna kod anger för besättningen att flygplanet sprutats med en Type 2 vätska med en 100% glykolkoncentration som skydd mot frysning (anti-icing), vilken uppfyller kraven enligt AEA. Tiden som vätskan beräknas skydda mot frysning (Hold-Over-Time) framgår av tabellen för Type 2/100.

Anm. 1. Anti-icing vätska som ej uppfyller kraven för AEA´s Type 2 vätska skall alltid bedömas som Type 1 vätska.

Anm. 2. Nästkommande lägre anti-icing kod skall användas när den aktuella glykol/ vatten-blandningen avviker från den angivna i "Hold-Over-Time" tabellen.

Anm. 3. När AEA Type 2 används för anti-icing skall aktuell glykolkoncentration anges.

Anm. 4. Glykol/vatten koncentrationen anges alltid i volymprocent.

DEFINITION AV DE-/ANTI-ICING VÄTSKOR ENLIGT AEA´s SPECIFIKATION

AEA Type 1 (Lättflytande vätsketyp)
AEA Type 1 vätska kan användas både till de-icing och för anti-icing. Type 1 vätska skall påsprutas i hett tillstånd för att erhålla maximal effekt.

AEA Type 1 vätska används för anti-icing normalt endast vid uppehållsväder.

Typ 1 vätskan har låg vidhäftning till vingen och är dessutom utsatt för utspädning vid nederbörd varvid dess skydd mot återfrysning (Hold Over Time) är begränsat.

Som generell regel gäller att vid uppehållsväder skall flygplanet "vara i luften" inom 15 minuter efter det att Typ 1 vätskans påsprutats för anti-icing. I 15-minuters regeln har medtagits risk för nederbörd under uttaxning

Vid underkylt regn är återfrysningsskyddet för Typ 1 vätskan mindre än 3 minuter, varför den i praktiken är oanvändbar som anti-icing vid dessa tillfällen.

Type 1 vätskan är baserad på propylenglykol och vatten med ett blandningsförhållande som avpassats till rådande utetemperatur.

AEA Type 2 100/0 (Trögflytande vätsketyp)
AEA Type 2 anti-icing vätska ger skydd mot återfrysning även vid nederbörd.

AEA Type 2 vätskor är baserat på propylenglykol och dietylenglykol samt vatten med en tillsats av förtjockningsmedel. Förtjockningsmedlet ger Type 2 vätskan en tixotropisk konsistens vilket förhindrar att vätskan "rinner av" under markuppehållet och dessutom gör att Type 2 vätskan blir mindre påverkad av nederbörd (utspädd), varvid ett längre återfrysninsskydd (Hold Over Time) erhålles.

Vid start minskas Typ 2 vätskans trögflytande egenskaper av fartvinden och vid lättningsfart skall merparten av vätskan ha "blåsts av".

Typ 2 100 får därför ej användas på flygplan med en lägre lättningsfart än 85 knots.

Typ 2 används vid behov av förlängt återfrysningsskydd och alltid vid nederbörd.

Vid underkylt regn och vid clear-ice skall Typ 2 alltid användas för anti-icing.

DE-/ANTI-ICING TERMER

DE-ICING:
Med de-icing avses borttagande av snö, is eller frost från ett flygplan.

Borttagande av snö kan endera utföras mekaniskt med användande av en mjuk borste, med användande av hett vatten (85°C) eller med en blandning av hett vatten och glykol. De-icing vätskan skall påsprutas i upphettat tillstånd för att erhålla maximal effekt.

7° Regeln: De-icing vätskans frystemperatur får överstiga rådande utetemperatur med maximalt 7° C.

De-icing med endast hett vatten är begränsat till -3°C, utetemperatur.

Efter de-icing måste flygplanet alltid behandlas med anti-icing vätska.

ANTI-ICING
Med anti-icing avses att förhindra att snö, is eller frost bildas på flygplanet under uttaxning fram till take-off.

Frystemperaturen på vätskan som används för anti-icing måste vara minst 10°C lägre än aktuell utetemperatur. För anti-icing används endera glykol/ vatten vätska av AEA Typ 1 i ett blandningsförhållande som avpassats till rådande ute-temperatur enligt 10° regeln, eller glykolvätska av AEA Typ 2 med beteckningen 100/0.

Om ytterligare avisning erfordras efter det att anti-icing vätskan är pålagd, skall en komplett de-/anti-icing utföras.

10° Regeln: Anti-icing vätskans frystemperatur skall understiga rådande utetemperatur med minst 10° C.

Hold-Over-Time
Med Hold-Over-Time avses den beräknade tid som anti-icing vätskan förhindrar att snö, is eller frost bildas på avisade ytor på flygplanet.

Den beräknade Hold-Over-Time för AEA Type 1 och AEA Type 2/100 framgår av Hold-Over-Time tabellen.

Den beräknade Hold-Over-Time beror på vilken typ av vätska som använts för anti-icing, aktuell utetemperatur, rådande och förväntade väderleksförhållanden under mark-uppehållet fram till take-off.

Återfrysningsskyddet skall räknas ifrån det att anti-icing vätskan påsprutas som anti-icing skydd på det första stället.

OBS! Vid underkylt regn reduceras Hold-Over-Time kraftigt. Av det skälet skall Type 1 vätska ej användas för anti-icing vid underkylt regn.

DE/ANTI-ICING METODER

1 - Stegs Avisning:
Med "en-stegs-avisning" avses borttagande av snö, is eller frost och skydd mot återfrysning i ett och samma steg. Frystemperaturen på vätskan som används för en-stegs-avisning måste vara minst 10°C lägre än rådande utetemperatur.

2 - Stegs Avisning:
Med "två-stegs-avisning" avses:

Steg 1 – Borttagande av snö, is eller frost med användande av en mjuk borste, hett vatten eller en blandning av hett vatten och glykol. Frystemperaturen på de icing vätskan får inte överstiga rådande utetemperatur med mer än 7°C

Hett vatten får inte användas för de-icing vid en utetemperatur lägre än -3°C.

Steg 2 – Skydd mot återfrysning. Anti-icing vätskan som används i det andra steget skall bestå av en blandning av glykol och vatten eller 100% glykol, beroende på aktuell utetemperatur och rådande väderleksförhållanden.

Det andra steget, anti-icing, skall påbörjas inom 3 minuter från det att det första steget utförts. Om nödvändigt måste en komplett de-/anti-icing utföras område för område. Frystemperaturen på anti-icing vätska måste vara minst 10°C lägre än rådande utetemperatur.

1 - Stegs Anti-Icing
Med en-stegs-anti-icing avses att i ett steg påspruta AEA Type 2 anti-icing vätska på ett "rent" flygplan för att förhindra att snö, is eller frost bildas på flygplanet under markuppehållet fram till take-off.

Anm. Om 1-stegs anti-icing utförs innan besättningen har anlänt, skall Anti-icing form-3533 ifyllas och fastsättas på 2:e pilotens karthållare på höjdroderspaken.

TEMPERATURGRÄNSER

Hett Vatten:
Hett vatten får användas för de-icing ner till -3°C.

AEA Type 1:
Frystemperaturen för AEA Type I vätskan vid en-stegs-avisning och när den används i det andra steget som anti-icing vid två-stegs-avisning, måste vara minst 10°C lägre än aktuell utetemperatur.

Frystemperaturen på AEA Type I vätskan som används som de-icing i det första steget vid två-stegs-avisning får inte vara högre än 7°C över aktuell utetemperatur.

AEA Type 2:
AEA Type 2/100 (100%) har en nedre temperaturgräns på -25°C när den används för anti-icing.

OPERATIONELLA BEGRÄNSNINGAR

Take-Off Speed"
För att tillförsäkra att avisarvätskan "blåst av" före lättning är användande av AEA Type 2 vätska begränsad till flygplan med en minsta lättningsfart på 85 knots.

"Derated Take-Off":
För vissa flygplan får s. k. "derated take-off" ej användas om flygplanet avisats.

Utförd anti-icing skall rapporteras till besättningen med angivelse av använd vätska, Typ 1 eller Typ 2/100.

Frost eller is under vingarna som ej avisats skall rapporteras till besättningen.

AVISNINGSMETODER

Flygplanskroppen:
Avisarvätska får inte sprutas in i pitotrör, statiska intag eller direkt på stallvarningsgivare, temperaturgivare, kabinfönster eller cockpitrutorna.

Snö eller is på toppen av flygplanskroppen måste alltid avlägsnas före flygning.

Om flygplanskroppen är belagd med snö eller is måste detta avisas först. Om vingarna avisas före flygplanskroppen kommer anti-icing vätskan på vingarna att spädas ut, varmed återfrysningsskyddet går förlorat.

På flygplan med kroppsmonterade motorer tillåts ingen frost på flygplanskroppen.

På flygplan med vingmonterade motorer är ett tunt frostskikt tillåtet på kroppens ovansida. Frostbeslaget får inte var tjockare än att dekoren fortfarande kan skönjas.

När flygplanet uppvärms kommer frosten bitvis att smälta och rinna ner efter flygplanskroppen. När den smälta frosten kommer i kontakt med kvarvarande frusen frost längs med spanten, återfryser det och bildar ett islager som kan sugas in i motorerna.

Snö, is eller frost på nospartiet framför cockpitrutorna och på cockpitrutorna måste avisas före flygning. Kvarvarande avisarvätska på nospartiet måste avlägsnas före flygning.

Typ 2 vätska skall aldrig användas för avisning av nospartiet eller flygplanskroppen.

Vingar och stabilisator.
Ett tunt lager is (max 1,5 mm) eller ett tunt lager frost (max 3 mm) på vingarnas undersida inom tankområdet är tillåtet om flygplanet inte avisas i övrigt och om isen eller frosten bildats på grund av kondensering av fuktigheten i luften.

Om flygplanet avisas i övrigt skall även is eller frost på vingarnas undersida avisas.

Om is eller frost på vingarnas undersida ej avisas skall besättningen informeras. All is eller frost utanför tankområdet på vingarnas undersida måste avisas före flygning.

Stabilisatorn och vingarna skall alltid erhålla samma avisningsbehandling.

Om vingarna är belagda med ett tjockt is- eller frost-lager erhålles den bästa effekten om en koncentrerad stråle riktas mot en punkt, intill isen eller frosten har smält och vingytan exponeras. När vingytan sedan uppvärms smälter isen underifrån och "släpper" från vingen och kan sedan "spolas" av i svepande rörelser. Observera att strålen inte får riktas direkt mot panelerna utanför tankarean. Dessa är utförda i kompositmaterial och kommer att skadas om de utsätts för ett för högt tryck eller en för hög temperatur.

AVISNINGSMETODER, forts.

Roder

Undvik att spruta avisarvätska direkt på linor, lager eller länkar för att förhindra att korrosionsskyddet och smörjmedlet "tvättas av". När så är möjligt, spruta framifrån och bakåt, från toppen och neråt och från vingspetsen och inåt.

Undvika att spola snö- eller is-slask in i utrymmet mellan roder och struktur.

Utspädning av glykol/vatten-blandningen med smält snö eller is kan resultera i en för tunn blandning vilken kan återfrysa och blockera roderfunktioner under flygningen.

När upphettat vatten används för de-icing måste anti-icing vätskan påsprutas omedelbart efter för att förhindra återfrysning i utrymmet mellan roder och struktur.

Om flygplanet är belagd med mycket snö och/eller is får rodren inte opereras från cockpit eller manuellt för hand innan snön och/eller isen avlägsnats.

Om snö, is eller slask inträngt i utrymmet mellan mellan roder och struktur måste detta avlägsnas innan hydraulsytemen trycksätts. Funktionskontroll av rodren måste alltid utföras av besättningen efter det att avisningen slutförts för att tillförsäkra fulla roderrörelser.

APU

APU´n får vara igång när avisningen utförs. För att förhindra att glykol tränger in i kabinen skall APU´ns luftavtappning och luftkonditioneringssystemen vara avslagna under avisningen.

Undvik att spruta avisningsvätska i närheten av, eller direkt in i APU´ns luftintag eller utblås.

Avisningspersonalen måste vara extra uppmärksam på säkerhetsområden omkring APU´ns luftintag och utblås om avisningen utförs när APU´n är igång.

AVISNINGSMETODER, forts.

Motorer

Motorerna får vara igång när avisningen utförs. För att förhindra att glykol tränger in i kabinen skall motorernas luftavtappning och luftkonditioneringssystemen vara avslagna under avisningen. Spruta aldrig avisningsvätska direkt in i motorernas luftintag eller utblås.

Avisningspersonalen måste vara extra uppmärksam på säkerhetsområden omkring motorernas luftintag och utblås om avisningen utförs när motorerna är igång.

Om flygplanet parkerats utomhus vid snöfall eller vid underkylt regn skall motorernas luftintag förses med skydd. Innan luftintagskydden installeras måste luftintagen checkas för för snö eller is. Om snö eller is har bildats i luftintaget skall det borttas så fort som möjligt efter det att motorerna stoppats och innan luftintagskydden installeras.

Efter det att motorerna stoppats kommer eventuellt snö eller is att smälta av restvärmen från motorn och därvid rinna ner till luftintagets lägsta punkt. När sedan motorn nedkyls, återfryser den smälta snön eller isen och låser fast de nedre fanbladen, vilket kan förorsaka allvarliga skador på motorn vid nästa motorstart.

Om motorn körts på tomgång vid underkyld väderlek bildas ett islager på baksidan av fanbladen. Innan motorstart skall motorernas luftintag checkas för snö eller is och fanbladens baksida för eventuell is. Checka motorn för frigång. Checka tryck- och temp-givare i luftintagen för eventuell isbildning.

Snö eller is i luftintagen och på fanbladen skall avlägsnas med hetluft. En blandning av UREA och vatten kan användas som skydd mot återfrysning ner till -10°C,utetemperatur.

Landningsställ

Landningsställen, hjulbrunnarna och landställsdörrarna, inkluderande switchar och mekanism skall checkas för is eller snöslask. Is eller snöslask på landningsställen skall avisas med upphettad AEA Type1 vätska.

Undvik att spruta avisarvätska direkt på lager, etc., för att förhindra "avtvättning" av smörjmedel.

Anm. Enbart vatten får aldrig användas för avisning av landningsställen.

SLUTKONTROLL EFTER AVISNING

Inspektion av avisningen
Vingarna och stabilisatorn skall vara fria från snö, is eller frost.
Undantag: Ett tunt lager is (max 1,5 mm) eller ett tunt lager frost (max 3 mm) är tillåtet på vingarnas undersida inom tankområdet om isen eller frosten bildats av kondensering.

Om flygplanet avisats i övrigt skall is eller frost på vingens undersida också avisas.

Vid snöfall, snöblåst eller underkylt regn kan snö eller smält is tränga in i utrymmet mellan rodren och strukturen och där återfrysa. Speciell uppmärksamhet skall därför ägnas åt nämnda områden när ovanstående väderförhållande existerar.

Detsamma gäller för landningsställen, hjulbrunnarna, landställsmekanism, switchar och låsmekanism samt ramluftintag.

Om clear-ice konstateras på vingarnas ovansida skall en förnyad , fysisk inspektion utföras efter det att avisning utförts för att konstatera att all is avlägsnats.

Flygplankroppen framför cockpitrutorna måste vara fri från snö, is och frost. Rester av avisningsvätska på cockpitrutorna måste rengöras före flygning.

Generellt gäller att hela flygplankroppen skall vara fri från snö, is och frost.
Undantag: På flygplan med vingmonterade motorer tillåts ett tunt lager frost på flygplankroppens ovansida under förutsättning att dekoren kan skönjas.

APU´ns luftintag och utblås, luftintag för luftkonditioneringen, etc., samt omkringliggande områden skall vara fritt från snö, is och frost.

Funktionskontroll av roderfunktioner
En funktionskontroll av roderfunktionerna måste alltid utföras av besättningen efter det att avisningen är slutförd.

Check av motorluftintag och givare
Vid kraftig snöfall eller underkylt regn och stark vind måste motorernas luftintag och givare checkas för eventuell snö eller is innan motorstart.

Vid underkylt väder måste fanbladens baksida checkas för eventuell isbeslag innan motorstart. Underkylt väder råder när daggpunkten understiger aktuell utetemperatur.

Het luft skall användas för att smälta eventuell snö eller is i motorernas luftintag. En blandning av UREA och vatten kan användas ner till -10°C för att förhindra att is återbildas på fanbladen under motorkörning på marken.

CLEAR-ICE

Clear-Ice (DC9/MD80):
Clear-ice bildas på vingarnas ovansida i närheten av vingroten när vingarna blivit nedkylda av bränslet under en längre flygning i kombination med förhöjd utetemperatur och hög luftfuktighet efter landning, eller om flygplanet parkerats utomhus i minusgrader under natten och utetemperaturen och luftfuktigheten sedan stiger på morgonen.

Clear-ice på vingarnas ovansida har upptäckts vid temperaturer över +15°C.

Varning! Snö eller snöslask kan dölja clear-ice.

Betecknande för clear-ice är att den är helt genomskinlig och i vissa fall mycket svår att upptäcka. Fysisk handkontakt med vingens ovansida och knackning med baksidan på en mejsel är de enda pålitliga metoderna för att upptäcka clear-ice.

Frostbeslag under vingarna är en indikation på eventuell clear-ice på vingens ovansida.

Om vingarnas undersida är fria från frost är detta dock ingen garanti för att clear-ice inte finns på vingarnas ovansida.

Fyra varningsskyltar med texten "ICE" och tillhörande snoddar, vilka är monterade på vingarnas ovansida, är avsedda som en påminnelse för check av clear-ice för den som utför "departure check" och som en indikation på att vingarna är belagd med clear-ice om en snodd frusit fast.

En lös snodd är dock ingen garanti på att vingen i sin helhet är fri från clear-ice.

Efter utförd de-icing av clear-ice skall förnyad check av vingens ovansida utföras samt efterföljas av anti-icing med Typ 2 vätska.

Om de yttre omständigheterna ger anledning till misstanke om clear-ice måste bägge vingarnas ovansida inspekteras, även om den först inspekterade vingen är fri från clear-ice. Det har tidigare rapporterats att clear-ice upptäckts på den ena vingen samtidigt som den andra vingen varit "helt ren". Anledningen har vara att solen smält isen på den "rena" vingen under intaxningen och under markuppehållet.

Bilaga gällande information om SAS avisning på Arlanda flygplats vintern 91/92

Allmänt

Denna information gäller SAS och främmande flygbolag med vilka SAS har tecknat handlingsavtal.

Information innefattar ej avisning som utföres vid SAS inrikes terminal, Pir D, eller avisning av Linjeflygs flygplan eller andra flygbolags flygplan med vilka SAS ej tecknat handlingsavtal.

SAS anlitar Nordic Aero för att utföra avisningen under tiden från och med den 1 oktober 1991 till och med den 30 april 1992. Under övrig tid utföres avisningen av SAS egen personal.

SAS svarar för underhåll av avisningsfordon och installationer.

Nordic Aero svarar för daglig tillsyn av avisarfordonen och utför leveranskontroll av avisarvätskor.

Nordic Aero anställer och ansvarar för avisningspersonalen och SAS utarbetar metodinstruktioner.

STOTS-Q/LBG/NOV1991

AVISNINGSFORDON ELEPHANT

Elephant: ELEPHANT avisarbilar är försedda med separata tankar för vatten och för Typ 1 vätskan, samt en tank för Typ 2 vätska. Hett vatten (85° C) kan användas för de-icing ner till –3°C. Ett automatiskt blandningssystem för Typ 1 vätskan ger korrekt glykolkoncentration i förhållande till rådande utetemperatur baserat på 10° regeln för anti-icing ner till –25°C.

Typ 2 vätskan har beteckningen 100/0 där de första siffrorna anger glykol-koncentrationen, d v s vätskan är av 100% koncentration. Typ 2 vätska 100/0 får endast användas för anti-icing ner till –25° C. För att Typ 2 vätskans tjockflytande egenskaper ej skall förstöras är avisarfordonet utrustad med en membranpump för Typ 2 vätskan.

AVISNING MED ELEPHANT.

VID UPPEHÅLLSVÄDER

1-Stegs avisning med Typ 1. (Vid snö–, frost– eller isbelagda vingar)
Typ 1 påsprutas i ett steg för att avlägsna snö, is eller frost (de-icing) och som skydd för återfrysning (anti-icing). Typ 1 vätskans glykolkoncentration i ELEPHANT avisarbil med automatiskt blandningssystem är baserad på aktuell utetemperatur enligt 10° regeln.

1-Stegs avisning med Typ 2. (Vid rena vingar).
Typ 2 100/0 påsprutas i ett steg som skydd mot frysning.
Typ 2 med beteckningen 100/0 får användas för anti-icing ner till –25° C.

VID NEDERBÖRD

2-Stegs avisning med Typ 1 och Typ 2.
Typ 1 påsprutas för att avlägsna snö, is eller frost (de-icing). Typ 2 påsprutas efteråt som skydd mot återfrysning (anti-icing).

2-stegs Avisning med Hett Vatten. (Vid en större mängd snö, is eller frost)
Hett vatten får användas ner till –3° C för att spola av stora snömängder eller "smälta ner" kraftiga isbeslag eller frostbeslag för att därmed vinna tid och spara glykol. Vid användande av hett vatten skall anti-icing vätskan anbringas inom 3 minuter efter det att de-icing med hett vatten *påbörjats,* för att förhindra återfrysning i "gömda" utrymmen. Detta medför att varje område, respektive vinge och stabilisator, måste avslutas med anbringande av anti-icing vätska innan nästa område påbörjas.
Vid nederbörd skall Typ 2 alltid användas för anti-icing.

AVISNINGSFORDON TRUMP

Trump: TRUMP avisarbilar är försedda med en uppvärmd tank för Typ 1 vätska och en tank för förvärmd Typ 2 vätska.

Typ 1 vätskan har ett fast blandningsförhållande med beteckningen 40/60, där de första siffrorna anger glykolkoncentrationen. Typ 1 vätska med beteckningen 40/60 har en frystemperatur på –21° C och får användas för anti-icing ner till –11° C enligt 10° regeln och för de-icing ner till –25° C enligt 7° regeln.

Typ 2 vätskan har beteckningen 100/0 där de första siffrorna anger glykol-koncentrationen, d v s vätskan är av 100% koncentration. Typ 2 vätska 100/0 får endast användas för anti-icing ner till –25° C. För att Typ 2 vätskans tjockflytande egenskaper ej skall förstöras är avisarfordonet utrustad med en membranpump för Typ 2 vätskan.

AVISNING MED TRUMP.

VID UPPEHÅLLSVÄDER

1-Stegs avisning med Typ 1 (Vid snö–, frost– eller isbelagda vingar)
Typ 1 påsprutas i ett steg för att avlägsna snö, is eller frost (de-icing)
och som skydd för återfrysning (anti-icing). Typ 1 vätskan i TRUMP avisarbil
har ett fast blandnings-förhållande på 40/60 med en frystemperatur på –21° C.
Får användas för anti-icing ner till –11° C enligt 10° regeln.

1-Stegs avisning med Typ 2 100/0. (Vid rena vingar).
Typ 2 påsprutas i ett steg som skydd mot frysning.
Typ 2 vätskan med beteckningen 100/0 får användas för anti-icing ner till –25° C.

VID NEDERBÖRD

2-Stegs avisning med Typ 1 och Typ 2.
Typ 1 påsprutas för att avlägsna snö, is eller frost (de-icing).
Typ 2 påsprutas efteråt som skydd mot återfrysning (anti-icing).

RUTINER FÖR BESTÄLLNING AV AVISNING

Beställning av avisning görs endera av "Red-Cap" eller av teknikern när bekräftelse på aktuell avgångstid erhållits. Om uppgift om aktuell avgångstid dröjer skall beställning av avisning göras om möjligt minst 10 minuter före beräknad avgångstid. Om avgångstiden ändras måste detta omedelbart meddelas till Nordic Aero´s avisningskoordinator. Detta för att avisarfordonen skall kunna nyttjas maximalt och därmed förhindra förseningar på grund av sen avisning.

Direktbeställning av avisning till Nordic Aero´s avisarkoordinator.
Radio.....SK-ICE 1
Telefon....3767
Snabb.....5492

Beställning av avisning genom SAS
Radio.....SK-TS-W
Telefon....3201

Vid beställning anges följande:
1. Linjenummer. Alt uppges flygplanets registrering när detta används som linjenummer.
2. Ordinarie avgångstid.
3. Eventuell försening och beräknad ny avgångstid.
4. Eventuell "slot-tid".
5. Gate nummer eller platsnummer.
6. Om annat än standardavisning önskas.
   Ex: vingklaffarnas undersida, flygplanskroppen eller clear-ice.
   Standardavisning: Vingarna och stabilisatorn.

SAS LINE MAINTENANCE – ARLANDA – STOTS

Ute Temp	AVISNINGSINSTRUKTION – ELEPHANT	STOTS-Q Okt 1991
Ner till -25°C	**1 – STEGS AVISNING – Vid uppehållsväder** **STEG 1: Typ 1* vätska påsprutas för de-icing och anti-icing.** ***Vid risk för nederbörd skall Typ 2 alltid påsprutas efteråt för anti-icing.***	
	2 – STEGS AVISNING – Vid nederbörd **Steg 1: Typ 1* vätska påsprutas för att avlägsna snö, is eller frost.** **Steg 2: Typ 2** Anti-Icing vätska påsprutas efteråt som skydd mot återfrysning.**	
	1 – STEGS AVISNING – Vid rena vingar **Steg 1: Typ 2** vätska påsprutas som skydd mot återfrysning.**	
Ner till -3°C	**2 – STEGS AVISNING MED HETT VATTEN** **När en större mängd snö, is eller frost skall avlägsnas** **Steg 1: Hett vatten*** påsprutas för att avlägsna snö, is eller frost.** **Steg 2: Typ 1* eller Typ 2** vätska påsprutas <u>*omedelbart*</u> efter som skydd mot återfrysning.** ***Vid risk för nederbörd skall Typ 2 alltid påsprutas för anti-icing.***	
Ner till -17°C	**MARKSLANG Typ 1 50/50: För att avlägsna snö, is eller frost från landningsställ, vingarnas undersida och vingklaffarnas undersida.** ***VARNING! Enbart vatten får aldrig användas för de-icing av landningsställ.***	

*** Typ 1 vätskan består av propylenglykol och vatten med en frystemperatur på 10°C lägre än rådande yttertemperatur. Får användas för de-icing och anti-icing ner till -25°C.**

**** Typ 2 vätskan består av propylenglykol och dietylenglykol i 100% koncentration, 100/0. Får användas för anti-icing ner till -25°C.**

***** Med "hett vatten" avses en vattentemperaturen på 85 - 90°C.**

Utförd anti-icing skall rapporteras till besättningen med angivelse av Typ 1 eller Typ 2 100.
Frost under vingarna som ej avisats skall rapporteras till besättningen.
Om flygplanet avisas i övrigt skall vingarnas undersida också avisas.
Tillse att utrymmet mellan roder och struktur är fritt från snö och is.

Checka för clear-ice på vingarnas översida.
Clear-ice uppkommer vid hög luftfuktighet i kombination med starkt nedkylda vingar.
Clear-ice kan förekomma vid temperaturer upp till +15°C.
Om vingarna är belagda med clear–ice skall de-icing utföras med Typ 1 och anti-icing med Typ 2.
Efter de-icing av clear-ice skall en förnyad check utföras.
Typ 2 skall alltid användas för anti-icing om clear-ice har konstaterats.

SAS LINE MAINTENANCE - ARLANDA - STOTS		
Ute Temp	AVISNINGSINSTRUKTION – TRUMP	STOTS-Q Okt 1991
Ner till -11°C	1 – STEGS AVISNING – Vid uppehållsväder Steg 1: Typ 1* vätska påsprutas för de-icing och anti–icing. *Vid risk för nederbörd skall Typ 2 alltid påsprutas efteråt för anti-icing*	
-11°C -25°C	2 – STEGS AVISNING Steg 1: Typ 1* vätska påsprutas för att avlägsna snö, is eller frost. Steg 2: Typ 2** Anti-Icing vätska påsprutas efteråt som skydd mot återfrysning.	
Ner till -25°C	1 – STEGS AVISNING (Vid Rena Vingar) Steg 1: Typ 2** vätska påsprutas som skydd mot frysning.	
Ner till -11°C	MARKSLANG Typ 1*: För att avlägsna snö, is eller frost från landningsställ, vingarnas undersida och vingklaffarnas undersida.	

* Typ 1 vätskan består av propylenglykol och vatten i proportionerna 40/60 med en frystemperatur på -21°C. Får användas för de-icing ner till -25°C och för anti-icing ner till -11°C.

** Typ 2 vätskan består av propylenglykol och dietylenglykol i 100% koncentration, 100/0. Får användas för anti-icing ner till -25°C.

Utförd anti-icing skall rapporteras till besättningen med angivelse av Typ 1 eller Typ 2 100.
Frost under vingarna som ej avisats skall rapporteras till besättningen.
Om flygplanet avisas i övrigt skall också vingarnas undersida avisas.
Tillse att utrymmet mellan roder och struktur är fritt från snö och is.

Checka för clear-ice på vingarnas översida.
Clear-ice uppkommer vid hög luftfuktighet i kombination med starkt nedkylda vingar.
Clear-ice kan förekomma vid temperaturer upp till +15°C.
Om vingarna är belagda med clear–ice skall de-icing utföras med Typ 1 och anti-icing med Typ 2.
Efter de-icing av clear-ice skall en förnyad check utföras.
Typ 2 måste alltid användas för anti-icing om clear-ice har konstaterats.

SAS LINE MAINTENANCE – ARLANDA – STOTS

Ambient temperature C	Weather Conditions					Hold Over Time Guide Line	
	Frost or Rim	Freezing Fog	Steady Snow	Rain on Cold Wings	Freezing Rain	AEA Type 1	AEA Type 2 100/0
+ 0 and above	*					45 min	12 hours
		*				30 min	3 hours
			*	*		15 min	1 hour
					*	5 min	20 min
– 0 to –7	*					45 min	8 hours
		*				15 min	1 1/2 hour
			*			15 min	45 min
					*	3 min	20 min
–7 to –25	*					30 min	8 hours
		*				15 min	1 1/2 hour
			*			15 min	45 min

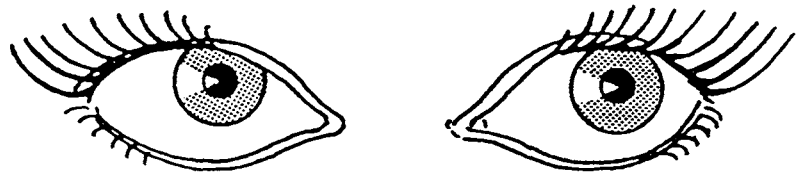
CAUTION! **The time of protection will be shortened in heavy weather conditions. Jet blast and high wind velocity may cause degradation of the protection film. A visual check of the wings before take-off is recommended as a back-up in these cases.**

The upper wing surface at the "cold corner" on the MD80 must be checked by hand-touch for clear-ice. Clear-ice can be suspected at temperatures up to 15° C at high humidity when the wings has been cold soaked by super-cooled fuel after a long flight, or if the airplane has been parked outside in freezing temperature during a night stop.

After de-icing the "cold corner" must be re-checked by hand-touch before Type 2 anti-icing fluid is applied.

NOTE: The given Hold Over Time guide-lines for AEA Type 1 fluids when used for anti-icing are valid when the freezing point of the fluid is at least 10° C below OAT. In freezing rain precipitation, Typ 1 fluid must not be used as anti-icing due to the extremely short Hold Over Time.

"CLEAR-ICE".



Clear-ice på vingarnas översida uppmärksammades i samband med introduktionen av MD80, även om fenomenet tidigare förmodligen varit orsak till ett flertal oidentifierade "Foreign Object Damage" på DC9 "Classic" och DC9-51.

Att "clear-ice" på senare år blivit uppmärksammat i så hög grad är orsakat av de allvarliga följder det medför, samt att det vid flera tillfällen uppmärksammats före take-off. Tidigare kunde man ibland bara ana sig till orsaken till FOD, nu vet vi.

De varningsskyltar med tillhörande snodd som är monterade på vingarnas ovansida är avsedda som indikatorer på att vingen är belagd med "clear–Ice" om snodden frusit fast. En lös snodd är däremot ingen garanti på att vingen i sin helhet är fri från "clear-ice".

Frostbeslag under vingarna är också en indikation på eventuell "clear-ice" på vingens ovansida. Frånvaron av frostbeslag på vingens undersida är däremot ingen garanti för att "clear-ice" inte finns.

Vad är nu orsaken till att "clear-ice" bildas och varför är det mer påtagligt just på MD80.

Faktorer som påverkar uppkomsten av "clear-ice" är hög luftfuktighet eller regn i kombination med starkt nedkylda vingar efter långa flygningar eller vid övernattningar vid låga utetemperaturer.

Vid långa flygningar då mycket bränsle är upptankat i centertanken, och på MD80 rymmer centertanken närmare tio ton bränsle, kommer bränslet i vingtankarna att förbrukas under den senare delen av flygningen och därmed nedkylas kraftigt. Om sedan luftfuktigheten på landningsplatsen är hög eller att det regnar bildas ett genomskinligt islager på vingarnas ovansida.

Vingens V-form i kombination med välvningen åstadkommer att bränslenivån i vingtankarna kommer att vara som högst vid vingtankens skiljevägg till centertanken. På MD80 är den placerad ca 1,5 meter ut på vingen, vilket är i direkt linje med motorerna. Det har konstaterats att även om bränslenivån inte når upp till tankens ovansida så "transporteras" kylan från bränslet upp till vingens ovansida via skiljeväggen mellan vingtanken och centertanken och via vingtankens bakre livplåt, det område som man kallar för "cold-corner".

"CLEAR-ICE", forts.

Utrymmet ovanför bränslenivån i vingtanken utgör förvisso en "isolering" för nedkylning av vingens ovansida och tillåter en snabbare uppvärmning av vingen. Så en liten mängd bränsle i vingtanken och följaktligen en större volym luft minskar risken för "clear-ice".

Det har dock kunnat konstaterats, att för att luften ovanför bränslet skall kunna ge tillräcklig "isolering", så får bränslenivån i vingtanken inte överstiga ca 1 000 kg. Och inte ens en så låg bränslenivå är en 100% garanti mot "clear-ice". Om en mindre mängd bränsle är "super"-nedkylt, så kommer ändock vingens ovansida vid "cold corner" att bli nedkyld genom "köldtransporten" via skiljeväggarna tanken.

Metoden att fylla på "varmt" bränsle för att stoppar "köldtransporten" från det nedkylda bränslet till vingens ovansida via tankväggarna under kortare markuppehåll ger inte heller någon garanti. Dels därför att vi under vintersäsongen inte har bränsle i tankningsanläggningen som kan betecknas som "varm", även om den är på plussidan, och dels därför att det "varma" bränslet inte förmår att att blanda sig med det nedkylda bränslet utan omrörning, och dels därför att att det "varma" bränslet påtankas utanför skvalpskotten, vilket förhindrar att det blandar sig med det nedkylda bränslet i vingroten. Så påtankning av "varmt" bränsle hjälper kanske för en del av vingen, men inte nödvändigtvis där det är som mest kritiskt, vid "cold corner".

För att "clear-ice" skall bildas erfordras också vatten, endera i form av öppet regn eller bundet till varm luft vid hög luftfuktighet. Varm luft kan innehålla högre luftfuktighet än kall luft. Detta medför att varm, fuktigt luft, "fäller ut" vattnet vid kontakt med en nedkyld vinge, varvid "clear-ice" bildas. Vilket kan inträffa vid så höga utetemperaturer som upp till +15°C. "Clear-ice" på MD80 har konstaterats på platser som Las Vegas och Palm Springs och vid temperaturer då man inte väntar sig att finna is på vingarna på ett flygplan och då tanken på "clear-ice" är som mest avlägsen.

Sammanfattning.

Som synes så är det en mängd faktorer som kan påverka bildandet av "clear-ice" och någon enkel och rak linje går inte att följa. Några saker bör dock få "klockan att ringa".

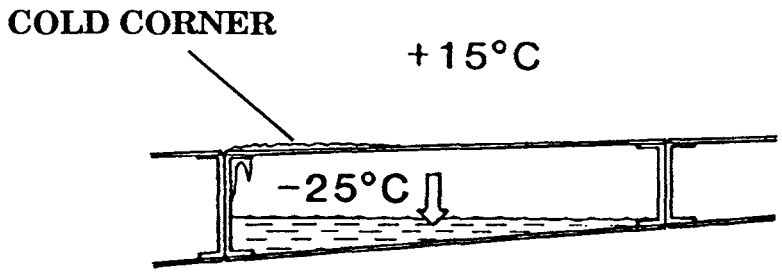
Som långa flygningar i kombination med plusgrader och hög luftfuktighet eller regn på landningsplatsen, eller övernattningar utomhus i stark kyla i kombination med plusgrader och hög luftfuktighet eller regn på morgonen.

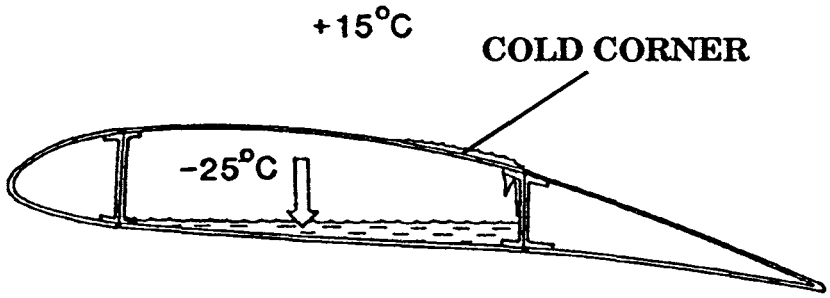
Frost under vingarna är en indikation på möjlig "clear-ice" på vingarnas ovansida.
Frånvaron av frost är dock ingen garanti på att "clear-ice" inte finns.

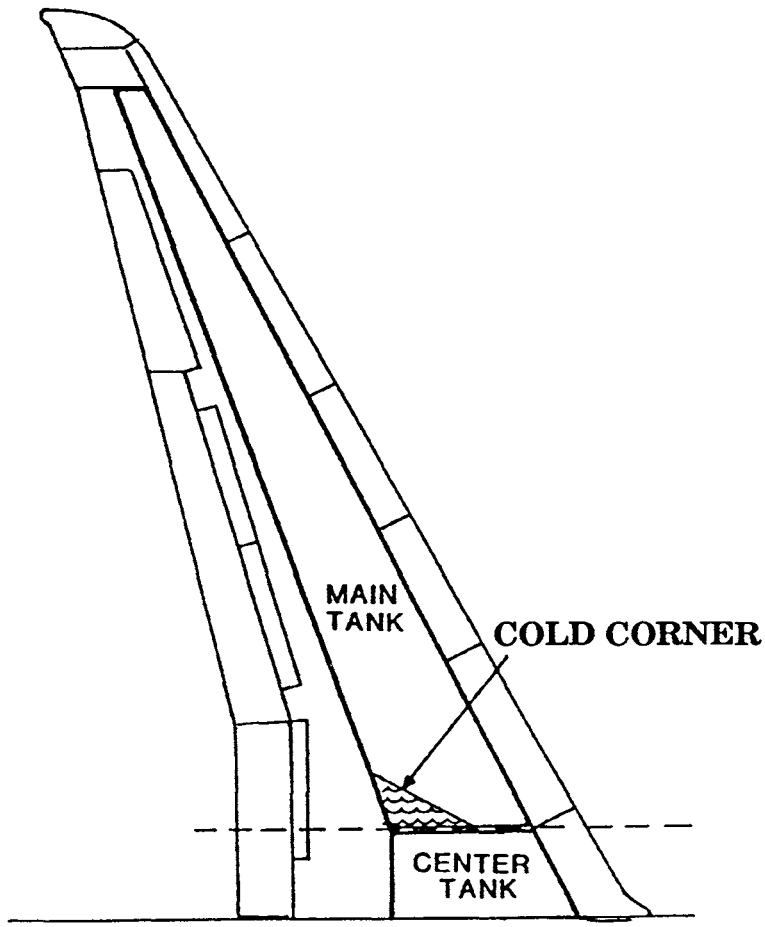
En fastfrusen snodd är en klar indikation på "clear-ice".
Lösa snoddar är dock ingen garanti för att "clear-ice" inte finns.

Idag och förmodligen också under de närmaste åren, finns det ingen säkrare metod att upptäcka "clear-ice" än genom fysisk kontakt med "handpåläggning".

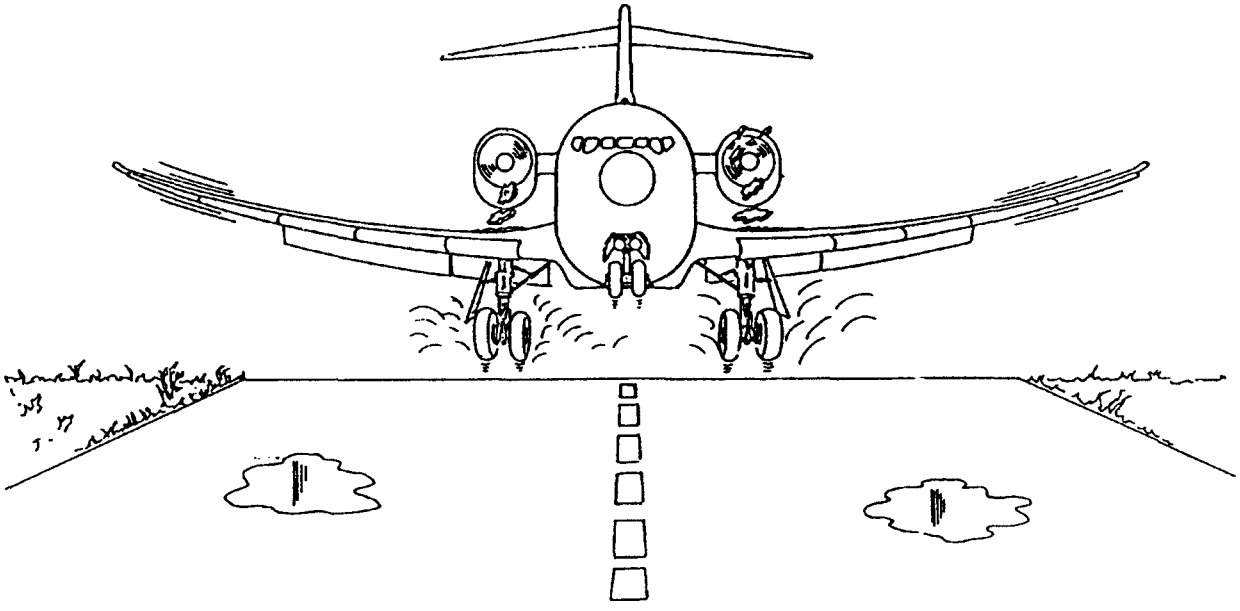
"CLEAR-ICE".


COLD CORNER
+15°C
-25°C


+15°C
COLD CORNER
-25°C


MAIN
TANK
COLD CORNER
CENTER
TANK

"CLEAR-ICE".



WHEN THE AIRCRAFT ROTATES, THE ICE WILL BREAK LOOSE DUE TO THE NATURAL FLEXING OF THE WINGS, AND WILL BE SUCKED INTO THE ENGINES AT THE MOST CRITICAL PHASE OF THE FLIGHT!

Blank page

Svensk översättning av NTSB:s kommentarer till utkast av slutrapporten

---

National Transportation Safety Board
Washington D.C. 20594

9 September 1993

Henrik Elinder
Teknisk utredningschef
Statens haverikommission
Västerbroplan
Box 12538
102 29 STOCKHOLM
Sverige

Ang. haveri med SAS flygning SK-751, OY-KHO

Bäste herr Elinder!

Från vår sida uppskattar vi verkligen att ha fått möjligheten och förmånen att biträda vid undersökningen och att kommentera Er mycket innehållsrika rapport. Jag har bilagt alla de kommentarer jag har fått till rapportutkastet. Som Ni ser är de flesta kommentarerna av redaktionell art och troligen redan korrigerade av Er själva. Jag tror att en del av de redaktionella kommentarerna beror på de problem som alltid följer med översättning från ett språk till ett annat.

Douglas Aircraft Company (DAC) har lämnat egna kommentarer till rapporten. Jag tror att de flesta av DAC:s kommentarer är värda att övervägas och skulle fördjupa faktainformationen i rapporten. Jag håller med om att analysdelen borde kompletteras med att besättningen inte använde SAS nöd/felchecklista korrekt. Med tanke på den snabba händelseutvecklingen kan det mycket väl ha varit så att de blev överrumplade och glömde checklistan. Om de emellertid hade använt checklistan, skulle ATR-systemet ha deaktiverats och därigenom begränsat motorskadorna.

Jag blev förvånad över rapportens påstående att besättningen inte var utbildad att identifiera och eliminera motorpumpningar eftersom det finns information om detta i flyghandboken. CVR-utskriften visar tydligt att styrmannen insåg att en motor pumpade. Dessutom identifierade två SAS-piloter i kabinen omedelbart pumpningar i motorerna. Därför framstår det som om SAS hade utbildat sina piloter att känna igen motorpumpningar. Eftersom gasreglaget inledningsvis drogs tillbaka, uppenbarligen i ett försök att häva pumpningen, förefaller det dessutom som om förarna utbildats i tekniken att häva pumpningar.

Det förefaller, att döma av den dokumentation som lämnades till SAS vid köpet av flygplan av MD-80-serien, som om ATR-systemets funktion fanns intagen i underhållshandboken och flyghandboken. Det framstår därför som om SAS borde ha varit medvetet om ATR-systemet och dess funktion. Dessutom

innehåller flyghandboken information om klaffsättning och fart i nödsituationer, inklusive vid tvåmotorbortfall. Det kan vara möjligt att SAS översättning av handböckerna inte innehöll den informationen.

Jag delar inte DAC:s uppfattning om bagagehyllorna. Hyllorna brast i områden där passagerarna inte blev skadade och där flygplanskroppen behöll sin form. Jag instämmer i att prov visar att hyllorna uppfyller de statiska belastningskraven. Detta haveri är emellertid en klar indikation på att de dynamiska belastningarna vid ett haveri inte simuleras på ett riktigt sätt genom de föreskrivna statiska belastningsproven. NTSB har därför rekommenderat att certifieringskriterierna modifieras så att dynamiska prov krävs för bagagehyllor. Jag menar att man bör förvänta sig rörelser i flygplanskroppen vid ett överlevbart haveri och att inredningen bör konstrueras med tanke på sådana händelser. Eftersom många människor inte blev skadade, bl.a. en som inte satt på sin plats vid nedslaget, verkar det som om nedslagskrafterna i flera områden av flygplanskroppen var under konstruktionskraven.

Jag håller med om att kabinbesättningssätet i den bakre delen av kabinen skulle kunna försvåra evakueringen eftersom sätet skulle kunna blockera gången för dem i den bakre delen av flygplanet.

Ifråga om undersökningsresultatet finner jag ingen grund för punkterna 9, 11, 17 eller 23. Frågorna har behandlats ovan. Ifråga om haveriorsaken menar jag att det finns tillräckligt underlag för att påstå att besättningens agerande bidrog till haveriet. Det finns tillräckligt faktaunderlag för att påstå att besättningen insåg att en motor pumpade. Därtill är det väl känt i jettransportbranschen, och sannolikt inom SAS, att det klassiska och korrekta handlandet vid motorpumpning är att manuellt minska gaspådraget för att häva pumpningen. Eftersom besättningen inte vidtog denna nödvändiga åtgärd, bidrog den till de svåra motorskadorna, möjligen i sådan utsträckning att motorerna havererade. Det är ingen tvekan om att besättningen gjorde ett utomordentligt arbete när de landade flygplanet sedan det väl hade förlorat all dragkraft. Emellertid var besättningens reaktion på motorpumpningarna inte korrekt och bidrog till haveriet.

Jag beklagar förseningen av dessa kommentarer. Än en gång, jag uppskattar tillfället att granska rapportutkastet. Det är uppenbart att Ni har genomfört åtskilligt av undersökningar och analys av data. Låt mig gärna veta om NTSB kan bistå ytterligare.

Bästa hälsningar

Thomas E. Haueter
Stf. chef
Avd. för större utredningar
202-382-6839/Fax 202-382-6576