



### **Motorstoring tijdens de start, waarbij losgeraakte onderdelen naar buiten zijn geslingerd**

- *DAS Air Cargo Boeing McDonnell Douglas DC-10-30F, registratie N800WR, op Amsterdam Airport Schiphol op 18 december 1999.*
- *Continental Airlines Boeing McDonnell Douglas DC-10-30, registratie N15069, op Amsterdam Airport Schiphol op 7 september 2000.*

*Den Haag, september 2002*

De eindrapporten van de Raad voor de Transportveiligheid zijn openbaar. Een ieder kan daarvan gratis een afschrift verkrijgen door schriftelijke bestelling bij Sdu Grafisch Bedrijf bv, Christoffel Plantijnstraat 2, Den Haag, telefax nr. 070 378 9744.  
Alle rapporten zijn bovendien beschikbaar via de website van de raad: [www.rvtv.nl](http://www.rvtv.nl)

# RAAD VOOR DE TRANSPORTVEILIGHEID

*De Raad voor de Transportveiligheid is een Zelfstandig Bestuursorgaan met een eigen rechtspersoonlijkheid dat bij de wet is ingesteld met als taak te onderzoeken en vast te stellen wat de oorzaken of vermoedelijke oorzaken zijn van individuele of categorieën van ongevallen in alle transportsectoren te weten, de scheepvaart, de luchtvaart, het railverkeer en het wegvervoer, alsmede het buisleidingen transport. Het uitsluitend doel van een dergelijk onderzoek is toekomstige ongevallen of incidenten te voorkomen en indien de uitkomsten van één en ander daartoe aanleiding geven, daaraan aanbevelingen te verbinden. De organisatiestructuur bestaat uit een overkoepelende Raad voor de Transportveiligheid en daaronder een onderverdeling in Kamers en één Commissie per transportsector. Deze worden ondersteund door een staf van onderzoekers en een secretariaat.*

## SAMENSTELLING VAN DE RAAD EN DE KAMER LUCHTVAART

### **Raad**

Voorzitter: mr. Pieter van Vollenhoven  
F.W.C. Castricum  
J.A.M. Elias  
mw. mr. A.H. Brouwer-Korf  
mr. D.M. Dragt  
mr. J.A.M. Hendriks  
mr. E.R. Müller  
ir. K. Nije  
prof. dr. U. Rosenthal  
mw. mr. E.M.A. Schmitz  
J. Stekelenburg  
dr. ir. J.P. Visser  
mr. G. Vrieze  
prof. dr. W.A. Wagenaar

### **Kamer Luchtvaart**

Voorzitter: mr. E.R. Müller  
C. Barendregt  
ir. H. Benedictus  
H.P. Corssmit  
J. Hofstra  
ir. T. Peschier  
ing. D.J. Smeitink  
drs. J. Smit  
ir. M. van der Veen

Secretaris-Directeur: mr. S.B. Boelens  
Senior-Secretaris: drs. J.H. Pongers  
Senior-Projectleider: H.J. Klumper

Secretaris: ing. K.E. Beumkes  
Onderzoeker: ing. A. Samplonius

**Bezoek adres:** Prins Clauslaan 18  
2595 AJ Den Haag  
telefoon (+31) 070 333 7000  
website [www.rvtv.nl](http://www.rvtv.nl)

**Post adres:** Postbus 95404  
2509 CK Den Haag  
telefax (+31) 070 333 7077/78

## VOORWOORD

Inzake het onderzoek naar aanleiding van twee ernstige incidenten op Schiphol waarbij in beide gevallen sprake was van een zogenaamde *uncontained engine failure*<sup>1</sup>:

- DAS Air Cargo Boeing McDonnell-Douglas DC-10-30F, registratie N800WR, op 18 december 1999
- Continental Airlines Boeing McDonnell-Douglas DC-10-30, registratie N15069, op 7 september 2000

Op 19 juli 1989 raakten in de Verenigde Staten tijdens een passagiersvlucht met een DC-10 alle stuurvlakken buiten werking als gevolg van een uncontained engine failure van de staartmotor<sup>2</sup>. De weggeslingerde motoronderdelen hadden essentiële hydraulische leidingen geraakt van alledrie de besturingssystemen. Het vliegtuig kon uitsluitend en met zeer veel moeite bestuurd worden door middel van het variëren van stuwkracht op de overgebleven twee motoren. Het vliegtuig maakte een ‘gecontroleerde’ crash-landing op het vliegveld van Sioux City. 111 Van de 187 inzittenden kwamen daarbij om het leven. Sinds dit ongeval hebben de Amerikaanse NTSB en de FAA vele aanbevelingen gedaan ter voorkoming van uncontained failures van gasturbinemotoren. Vele jaren heeft de ‘bestrijding’ van uncontained engine failures hoog op de prioriteitenlijst van de NTSB gestaan. Ook bij de Amerikaanse FAA heeft dit onderwerp tot op de dag van vandaag de volle aandacht.

Ieder jaar komen in de Verenigde Staten circa 15 uncontained engine failures voor bij vliegtuigen met gasturbinemotoren<sup>3</sup>. Ongeveer 40% van deze voorvallen wordt veroorzaakt door ontwerpfouten, verkeerd ingeschatte levensduur van onderdelen of problemen bij de kwaliteitscontrole. Uit analyse van deze voorvallen is gebleken dat de meeste storingen het gevolg zijn van materiaal- en produktieproblemen die leiden tot degradatie van de structurele integriteit van dit type gasturbinemotor dat zeer veel vermogen levert.

Zowel in het geval van het DAS Air Cargo DC-10 als bij het Continental DC-10 incident trad tijdens de startaanloop een motorstoring op in één van de drie motoren waarbij motoronderdelen naar buiten werden geslingerd. Het gevolg was dat in beide gevallen de start werd afgebroken. Bij DAS Air Cargo betrof het de staartmotor, bij Continental de linkermotor.

In het geval van DAS Air Cargo hadden delen van fanbladen zich door de motorkap van de fansectie en in een hoogteroer geboord. De motor vertoonde aanzienlijke interne en externe schade en de vliegtuigconstructie in het staartgedeelte was ernstig beschadigd. Er wordt aangenomen dat een onderdeel van de luchtinlaat van de staartmotor, geplaatst tussen de vliegtuigconstructie en de motor, bezweek en vervolgens in de motor terecht kwam. Deze aanname berust op het feit dat een bevestigingssteun van het onderdeel los werd aangetroffen, mogelijk als gevolg van onjuiste montage.

In het geval van Continental hadden motoronderdelen van de lagedrukturbine zich door de motorkap van de lagedrukturbinesectie geboord. Er werd geen schade geconstateerd aan de vliegtuigromp en/of de brandstoftank in de vleugel. Uit onderzoek is gebleken

<sup>1</sup> Men spreekt van een ‘uncontained engine failure’ als loszittende of afgebroken onderdelen van een gasturbinemotor door de motorbehuizing heen naar buiten worden geslingerd.

<sup>2</sup> United Airlines DC-10, vlucht 232, registratie N1819U, Sioux City, 19 juli 1989

<sup>3</sup> *Turbine Engine Research*, FAA William J. Hughes Technical Center

dat een specifiek motoronderdeel door vermoeiing was bezweken. Dit ernstige incident was geen op zichzelf staand geval: eerder vonden twee overeenkomstige voorvallen plaats. Daarnaast deed zich na het Continental-incident een vierde soortgelijk geval voor.

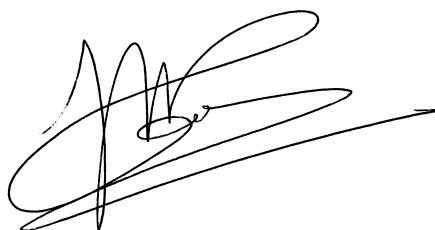
Het onderzoek van het DAS Air Cargo incident heeft een onjuiste montage van een bevestigingssteun als meest waarschijnlijke achterliggende oorzaak. Correcte montage en afstelling van deze bevestigingssteun wordt momenteel afdoende gewaarborgd door de van toepassing zijnde Airworthiness Directives (richtlijnen gericht op luchtwaardigheid), Service Bulletins en geldende onderhoudsprocedures. Het uitbrengen van additionele (onderhouds)richtlijnen in een veiligheidsaanbeveling lijkt daarom niet gerechtvaardigd of vereist.

Het onderzoek van het Continental incident heeft als achterliggende oorzaak een tekortkoming in het ontwerp van het bezweken motoronderdeel aan het licht gebracht. Om die reden is een veiligheidsaanbeveling gericht aan de motorfabrikant het motoronderdeel zodanig te ontwerpen dat falen als gevolg van vermoeiing wordt voorkomen. Ten tijde van het onderzoek heeft de motorfabrikant het betreffende motoronderdeel en de installatie daarvan verbeterd. Sindsdien hebben zich geen nieuwe gevallen van soortgelijke uncontained engine failures voorgedaan.

Den Haag,

Mr. Pieter van Vollenhoven  
Voorzitter van de Raad

Drs. J.H. Pongers  
Wvd. Secretaris-Directeur

Handwritten signature of Pieter van Vollenhoven in black ink, written over a large, faint circular stamp.Handwritten signature of J.H. Pongers in black ink, consisting of several overlapping loops and a long horizontal stroke.

**Motorstoring tijdens de start, waarbij losgeraakte onderdelen naar buiten zijn geslingerd**

*DAS Air Cargo Boeing McDonnell Douglas DC-10-30F,  
registratie N800WR, op Amsterdam Airport Schiphol op  
18 december 1999.*

*Den Haag, september 2002, onderzoeksnummer 1999141*

# INHOUD

<b>VOORWOORD</b>	<b>3</b>
<b>KORTE SAMENVATTING</b>	<b>8</b>
<b>VEILIGHEIDSAANBEVELINGEN</b>	<b>8</b>
<b>AFKORTINGEN</b>	<b>9</b>
<b>1 FEITELIJKE INFORMATIE</b>	<b>11</b>
1.1 <i>Verloop van de vlucht</i>	11
1.2 <i>Letsel</i>	13
1.3 <i>Schade aan het vliegtuig</i>	13
1.4 <i>Schade aan derden</i>	13
1.5 <i>Gegevens van de bemanning</i>	13
1.6 <i>Gegevens van het vliegtuig</i>	15
1.6.1 <i>Algemeen</i>	15
1.6.2 <i>De staartmotor, bellmouth en de inlet adapter</i>	16
1.6.3 <i>Historie van bellmouth en adapter ring</i>	17
1.6.4 <i>Onderhoudsinspecties van de bellmouth en adapter ring</i>	18
1.6.5 <i>Historie van de staartmotor</i>	19
1.7 <i>Meteorologische gegevens</i>	19
1.8 <i>Navigatiehulpmiddelen</i>	21
1.9 <i>Radiocommunicatie</i>	21
1.10 <i>Gegevens vliegveld</i>	21
1.11 <i>Vluchtregistratieapparatuur</i>	21
1.12 <i>Omschrijving van de schade</i>	22
1.12.1 <i>Algemeen</i>	22
1.12.2 <i>Schade aan bellmouth en adapter ring</i>	22
1.12.3 <i>Schade aan het staartstuk, de pylon en motorinlaat</i>	24
1.12.4 <i>Schade aan de staartmotor</i>	24
1.12.5 <i>Schade door vogels</i>	25
1.13 <i>Medische en pathologische gegevens</i>	25
1.14 <i>Brand</i>	25
1.15 <i>Overlevingsaspecten</i>	25
1.16 <i>Nadere onderzoeken</i>	26
1.16.1 <i>Laboratorium visueel onderzoek</i>	25
1.16.2 <i>SEM en EDS uitkomsten</i>	26
1.17 <i>Organisatie en management informatie</i>	26
1.18 <i>Overige informatie</i>	27
1.18.1 <i>IJsaangroei</i>	27

1.18.2	<i>Bewust opereren onder "icing conditions"</i>	28
1.19	<i>Nieuwe onderzoekstechnieken</i>	28
	<b>2 ANALYSE</b>	<b>29</b>
2.1	<i>Algemeen</i>	29
2.2	<i>De technische staat van de staartmotor</i>	29
2.3	<i>Mogelijkheid van ijs in de motor</i>	30
2.4	<i>Mogelijkheid van een vogelaanvaring in de motor</i>	31
2.5	<i>Technische staat en onderhoud van de bellmouth en adapter ring</i>	31
2.6	<i>Oorzaak en gevolg</i>	32
2.6.1	<i>Historie</i>	32
2.6.2	<i>Meest waarschijnlijke oorzaak en gevolg</i>	33
2.7	<i>Mankementen aan bellmouth en vervolgactie</i>	33
2.8	<i>Gebruik van de cockpit voice recorder (CVR)</i>	34
	<b>3 CONCLUSIES</b>	<b>35</b>
3.1	<i>Bevindingen</i>	35
3.2	<i>Oorzaken</i>	35
	<b>4 VEILIGHEIDSAANBEVELINGEN</b>	<b>36</b>
	<b>BIJLAGEN</b>	<b>37</b>
A	<i>Historie van voorvallen van bellmouth en adapter ring</i>	37
B	<i>Data plot van de vluchtregistratieapparatuur</i>	39
C	<i>Laboratorium visueel onderzoek [in het Engels]</i>	40

*Het onderzoek van de Raad is, conform bijlage 13 bij het Verdrag van Chicago alsmede Richtlijn nr. 94/56/EG, houdende vaststelling van de grondbeginselen voor het onderzoek van ongevallen en incidenten in de burgerluchtvaart, van de Raad voor de Europese Gemeenschappen, niet gericht op het toerekenen van schuld of aansprakelijkheid.*

## **KORTE SAMENVATTING**

Tijdens het accelereren van de motoren voorafgaand aan de start, trad een storing op in de staartmotor waarbij motoronderdelen naar buiten werden geslingerd. Als gevolg daarvan werd de start afgebroken. Delen van fanbladen hadden zich door de motorkap van de fansectie en in een hoogteroer geboord. De motor vertoonde ernstige interne en externe schade en ook het staartgedeelte van het vliegtuig was aanzienlijk beschadigd. Er wordt aangenomen dat de bellmouth assembly, een onderdeel van de luchtinlaat van de staartmotor dat zich tussen de vliegtuigconstructie en de motor bevindt, is bezweken en in de motor terecht is gekomen. Deze aanname berust op het feit dat een bevestigingssteun van de bellmouth los werd aangetroffen, mogelijk als gevolg van onjuiste montage. Tijdens het voorval is veel bewijsmateriaal verloren gegaan. Daardoor kon de exacte samenloop van omstandigheden die tot dit incident hebben geleid, niet volledig achterhaald worden. Het is evenwel waarschijnlijk dat de losse bevestigingssteun van de bellmouth heeft geleid tot een bedrijfstoestand waarin de bellmouth uiteindelijk is bezweken en vervolgens door de motor werd opgezogen.

## **VEILIGHEIDSAANBEVELINGEN**

Geen.



## ABBREVIATIONS

AAS	Amsterdam Airport Schiphol
AD	Airworthiness Directive
AMM	aircraft maintenance manual
ATC	Air Traffic Control
ATS	auto throttle system
BKN	broken
C	Celsius
CAA	Civil Aviation Authority
Cb	cumulonimbus
Cu	cumulus
CVR	cockpit voice recorder
DSR	DAS Air Cargo
EDS	energy dispersive spectroscopy
EGT	exhaust gas temperature
EHAM	ICAO designator for AAS
FAA	Federal Aviation Administration
FDR	flight data recorder
FEW	few
FIR	flight information region
FL	flight level
FOD	foreign object damage
ft	feet
GEAE	General Electric Aircraft Engines
kg	kilogram
KIAS	knots indicated airspeed
KLM	KLM Royal Dutch Airlines
km	kilometer
KNMI	Royal Dutch Meteorological Institute
KTS	knots
m	meter
METAR	aviation routine weather report
MHz	megahertz

## AFKORTINGEN

luchtwaardigheidsaanwijzing
vliegtuigonderhoudsboek
luchtverkeersleiding
automatische vermogensregeling
gebroken bewolking: hemel voor een gedeelte van 5/8 t/m 7/8 met wolken bedekt
grote stapelwolk (onweerswolk)
stapelwolk
recorder voor cockpitgesprekken
uitlaatgastemperatuur
code voor AAS volgens ICAO
vlucht data recorder
weinig bewolking: hemel voor een gedeelte van 1/8 t/m 2/8 met wolken bedekt
vluchtinformatiegebied
vliegniveau
schade door uitwendige voorwerpen
voeten [1 voet = 0,305 m]
kilogram
aangegeven lichtsnelheid in knopen
Koninklijke Luchtvaart Maatschappij
kilometer
Koninklijk Nederlands Meteorologisch Instituut
knopen [1 kt = 1,852 km per uur]
meter
standaard weerrapport voor de luchtvaart

N1	fan rotor blade speed (%)	toerental van de fanrotor (%) als parameter voor de stuwkracht
NOSIG NTSB	no significant change National Transportation Safety Board	geen verandering van betekenis
OGV	outlet guide vane(s)	uitlaatschoep(en) (van de fansectie)
PF	pilot flying	de bestuurder
QNH	sea level atmospherical pressure	atmosferische druk op zeeniveau
SB SCT	Service Bulletin scattered	Service Bulletin verspreide bewolking: hemel voor een gedeelte van 3/8 t/m 4/8 met wolken bedekt
Sc	stratocumulus	combinatie van gelaagde en stapelwolken
SEM St	scanning electron microscope stratus	scanning electron microscope stratus (type bewolking)
U.S. UTC	United States co-ordinated universal time	Verenigde Staten (van Amerika) gecoördineerde wereldtijd
V1	take-off decision speed	beslissingsnelheid tijdens de start
Z	zulu: UTC	

# 1 FEITELIJKE INFORMATIE

Het onderzoek werd uitgevoerd door de Raad voor de Transportveiligheid in nauwe samenwerking met de Amerikaanse National Transportation Safety Board, de Amerikaanse Federal Aviation Administration, General Electric Aircraft Engines (GEAE) Flight Safety Office and GEAE Materials Engineering Process Department Metallography Laboratory. Het onderzoek werd ondersteund door de operator DAS Air Cargo, zijn onderhoudsbedrijf Alitalia en lokale vertegenwoordigers van GEAE en Boeing. De gezamenlijke inspanningen van bovennoemde partijen waren met betrekking tot de resultaten van het onderzoek van doorslaggevend belang. De Koninklijke Luchtvaartmaatschappij (KLM) stelde materieel en hangaarfaciliteiten beschikbaar.

Plaats:	Amsterdam Airport Schiphol, baan 24
Datum en tijd:	18 december 1999, ongeveer om 14:25 <sup>4</sup>
Vliegtuigtype:	Boeing McDonnell-Douglas DC-10-30F (vrachtvliegtuig) Het vliegtuig werd aanzienlijk beschadigd.
Operator:	DAS Air Cargo
Cockpitbemanning:	4, geen gewonden
Cabinepersoneel:	geen
Soort vlucht:	vrachtvlucht
Fase van de vlucht:	de start
Soort voorval:	motorstoring waarbij losgeraakte onderdelen naar buiten zijn geslingerd

## 1.1 *Verloop van de vlucht*

Op 18 december 1999 arriveerde DAS Air Cargo vlucht DSR 1415, uitgevoerd met een DC-10-30F met registratie N800WR, vanuit Cairo (Egypte) in Amsterdam na een vlucht van 4 uur en 26 minuten. Het vliegtuig landde op Amsterdam Airport Schiphol om 11:40 en stond om 11:50 op de blokken. Van zowel deze vlucht als de vlucht ervoor van Nairobi (Kenia) naar Cairo waren geen bijzonderheden gemeld.

Het vliegtuig werd met 7.522 liter Jet A1 brandstof bijgetankt. De benodigde hoeveelheid brandstof vanaf de start in Amsterdam voor de vlucht naar London Gatwick bedroeg 16.400 kg. Omstreeks 14:15 werd de N800WR van de parkeerplaats op het vrachtplatform geduwd voor het vervolg van de reguliere vrachtvlucht DSR 1415 naar Londen Gatwick. De bemanning voor deze vlucht was dezelfde als van de twee voorafgaande vluchten. Tijdens het starten van de motoren en het taxiën naar baan 24 gaven alle motorinstrumenten normale waarden aan. Ook nu werden geen bijzonderheden gemeld.

<sup>4</sup> Alle genoemde tijden zijn UTC (Lokale tijd – 1 uur)

Nadat toestemming voor de start was ontvangen werden de gashendels tot een vermogen van 50% N1 naar voren geduwd, waarna het systeem dat automatisch het motorvermogen regelt (het zogenaamde auto throttle system) werd ingeschakeld. Omdat de startmassa van het vliegtuig relatief laag was, werd een gereduceerde waarde voor het startvermogen geselecteerd van 104.3%.

Het vliegtuig was nog maar net met de startaanloop begonnen toen de bemanning plotseling heftige vibraties bemerkte bij 75 % N1, waarbij de bemanning moeite had met het vaststellen wat de trillingen veroorzaakte. De gezagvoerder, die als pilot flying het toestel bestuurde, verklaarde dat motor # 2 een hogere uitlaatgastemperatuur liet zien dan de andere twee motoren. Op hetzelfde moment meldde de torenverkeersleiding van Schiphol dat de startmotor in brand stond, ofschoon het systeem dat waarschuwt voor motorbrand geen melding liet horen of zien. Omdat de problemen zich in het begin van de startaanloop aandienden was de snelheid ruim onder V1, en werd de start onmiddellijk afgebroken. De combinatie van enerzijds een hoge uitlaatgastemperatuur en anderzijds de waarschuwing dat motor # 2 in brand stond, deed de bemanning ertoe besluiten om de speciale procedure uit te voeren zoals die is vastgelegd in de "engine fire or damaged engine checklist". Volgens de gezagvoerder werd één fles met blusmiddel in het compartiment van motor # 2 leeg gespoten. Nadat het vliegtuig tot stilstand was gekomen werden motor # 1 en motor # 3 afgezet. Verdere complicaties werden niet gemeld.

Kort na het afbreken van de start arriveerde de brandweer van de luchthaven, die onmiddellijk na het waarnemen van brand door de verkeerstoren was gealarmeerd, maar er werd geen brand meer waargenomen. De linker motorkap van de fan stuwstraalomkeerinrichting en de uitlaatpijp van motor # 2, alsmede veel kleine brokstukken, werden op en bij de baan aangetroffen. De meeste brokstukken waren te herleiden tot onderdelen van akoestische panelen. Andere gemakkelijk te herkennen onderdelen waren gedeeltes van de uitlaatschoepen en een paneel dat de achterwaartse luchtstroom door de fan blokkeert bij gebruik van de stuwstraalomkeerinrichting.

Op en nabij de baan werden geen vogels of vogelresten aangetroffen. De bemanning had evenmin aangegeven dat er tijdens de startaanloop vogels waren waargenomen.

Omdat het vliegtuig de baan blokkeerde werd het zo spoedig mogelijk teruggesleept naar de parkeerplaats. De baan werd schoon geveegd en door de luchthavenautoriteit weer vrij gegeven voor gebruik.

Toen de onderzoekers arriveerden stond het vliegtuig al weer op de parkeerplaats. De uitlaatpijp, de linker motorkap van de fan stuwstraalomkeerinrichting en enkele brokstukken waren verzameld en teruggebracht naar het vliegtuig. Het was vanaf de grond te zien dat fragmenten van de fanbladen de motorkappen van de fansectie hadden doorboord. Aan de onderkant van het rechter binnenste hoogteroer was schade aan het plaatwerk zichtbaar.

## 1.2 Letsel

Letsel	Bemanning	Passagiers	Derden	Totaal
Fataal	0	0	0	0
Ernstig	0	0	0	0
Licht/Geen	4	0	0	4
Totaal	4	0	0	4

## 1.3 Schade aan het vliegtuig

Het vliegtuig raakte beschadigd.

## 1.4 Schade aan derden

Er werd geen overige schade gemeld.

## 1.5 Gegevens van de bemanning

### *De cockpitbemanning*

Gezagvoerder, man, leeftijd 48 jaar, Nigeriaan

De gezagvoerder was vanaf 1972 tot 1987 in dienst bij Nigeria Airways en vloog zowel Boeing 707 als DC-10. De gezagvoerder kwam in november 1988 in dienst bij DAS Air Cargo, waar hij begon als gezagvoerder Boeing 707. In september 1995 werd hij bevorderd naar de DC-10 vloot.

Brevet:

Bewijs van bevoegdheid van een licentie voor bestuurders van vliegtuigen, als onderdeel van een "airline transport license (flying machines) for aeroplane multi-engine land, DC-10", geldig van 01-10-99 tot 05-04-00, afgegeven door de civiele luchtvaartautoriteit (Civil Aviation Authority) van Oeganda.

"Special purpose pilot authorisation"<sup>5</sup>, afgegeven op 11-05-99 door de Amerikaanse Federal Aviation Authority en geldig tot 31-05-04.

Medische keuring: als onderdeel van het brevet, laatste medische keuring was op 24-09-99.

### *Vliegervaring (uren)*

Totaal:	16.807, inclusief 13.900 als gezagvoerder
DC-10:	4.050, inclusief 2.944 als gezagvoerder
Laatste 12 maanden:	767
Laatste 3 maanden:	198
Laatste 28 dagen:	27

<sup>5</sup> Authorisatie om als gezagvoerder te vliegen op Amerikaans geregistreerde civiele vliegtuigen, afgegeven aan een persoon die geen Amerikaans staatsburger is, voor commercieel vervoer van personen of goederen voor compensatie of huur van dat vliegtuig

*Eerste officier, man, leeftijd 42 jaar, Oegandees*

Vanaf 1982 tot 1992 werkte de eerste officier voor Uganda Airlines, daarna tot 1996 voor Dornier Aviation. Hij vloog op de Fokker F-27 en de Boeing 707, en werd in april 1996 als eerste officier op de Boeing 707 in dienst genomen bij DAS Air Cargo. In februari 1999 werd hij bevorderd naar de DC-10 vloot.

Brevet:

Bewijs van bevoegdheid van een licentie voor bestuurders van vliegtuigen, als onderdeel van een "airline transport license (flying machines) for aeroplane multi-engine land, DC-10", geldig van 21-06-99 tot 29-12-99, afgegeven door de Civil Aviation Authority van Oeganda.

"Special purpose pilot authorisation"<sup>6</sup>, afgegeven op 11-05-99 door de FAA en geldig tot 31-05-04.

Medische keuring: als onderdeel van het brevet, laatste medische keuring was op 21-06-99.

*Vliegervaring (uren)*

Totaal:	7.395
DC-10:	386
Laatste 12 maanden:	463
Laatste 3 maanden:	192
Laatste 28 dagen:	45

*Boordwerktuigkundige, man, leeftijd 45 jaar, Oegandees*

De boordwerktuigkundige was sinds 1978 in dienst geweest bij East African Airways en Uganda Airlines, en had gevlogen op Boeing 727, 707 en L100-30. Vanaf januari 1995 werkte hij voor DAS Air Cargo als boordwerktuigkundige op de Boeing 707 en werd in februari 1999 bevorderd naar de DC-10 vloot.

Brevet:

Bewijs van bevoegdheid van een licentie voor een bestuurder van een vliegtuig anders dan vliegtuigen of voor vliegbemanning anders dan bestuurders, en maakt deel uit als boordwerktuigkundige, geldig van 22-11-99 tot 27-11-00, afgegeven door de Civil Aviation Authority van Oeganda.

Medische keuring: als onderdeel van het brevet, laatste medische keuring was op 22-11-99.

*Vliegervaring (uren)*

Totaal:	9.803
DC-10:	517
Laatste 12 maanden:	592
Laatste 3 maanden:	255
Laatste 28 dagen:	87

<sup>6</sup> Authorisatie om als eerste officier te vliegen op Amerikaans geregistreerde civiele vliegtuigen afgegeven aan een persoon die geen Amerikaans staatsburger is voor het vervoer van personen of goederen voor compensatie of huur van dat vliegtuig.

## *Overige bemanning*

Het vierde bemanningslid aan boord was de loadmaster.

## *1.6 Gegevens van het vliegtuig*

### *1.6.1 Algemeen*

Registratie kenteken:	N800WR
Vliegtuigtype:	Boeing McDonnell-Douglas DC-10-30F
Fabrieksnummer:	46955
Bouwjaar:	mei 1976
Totaal vliegtuiguren/cycli:	69.000/20.902
Uren sinds laatste groot onderhoud:	2.599, groot onderhoud in mei 1999 om in te faseren (alle "A" en "C" checks van de operator uitgevoerd)
Bewijs van luchtwaardigheid:	afgegeven op 13 mei 1999
Bewijs van inschrijving:	afgegeven op 9 mei 1999
Type motor:	(3) General Electric CF-6-50-C2

---

	motor # 1	motor # 2	motor # 3
Fabrieksnummer:	455908	517150	455266
Totaal uren:	43.382	56.678	72.379
Totaal cycli:	6.449	18.760	22.715
Uren sinds revisie <sup>7</sup> :	2.600	2.600	466
Cycli sinds revisie <sup>7</sup> :	766	766	134

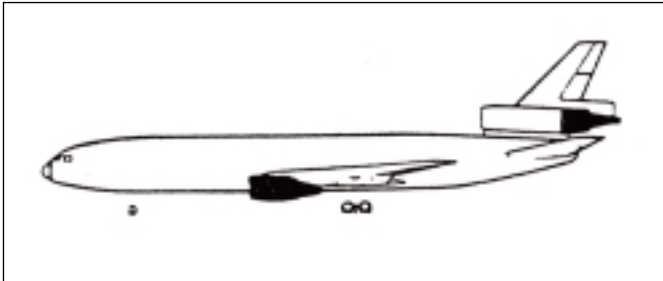
---

DAS Air Cargo was de vierde operator van het vliegtuig sinds het was gebouwd. Gedurende de C-check werd het toestel omgebouwd naar DAS Air Cargo standaardisatie als integraal onderdeel van de revisie, omdat het toestel van operator wisselde. Met betrekking tot het ernstige incident bleken uit het technisch logboek (technical logbook) geen relevante aantekeningen van de voorafgaande vlucht van Cairo naar Amsterdam.

<sup>7</sup> Revisie in maart 1999, niet van toepassing op motor # 3, die werd later geïnstalleerd.

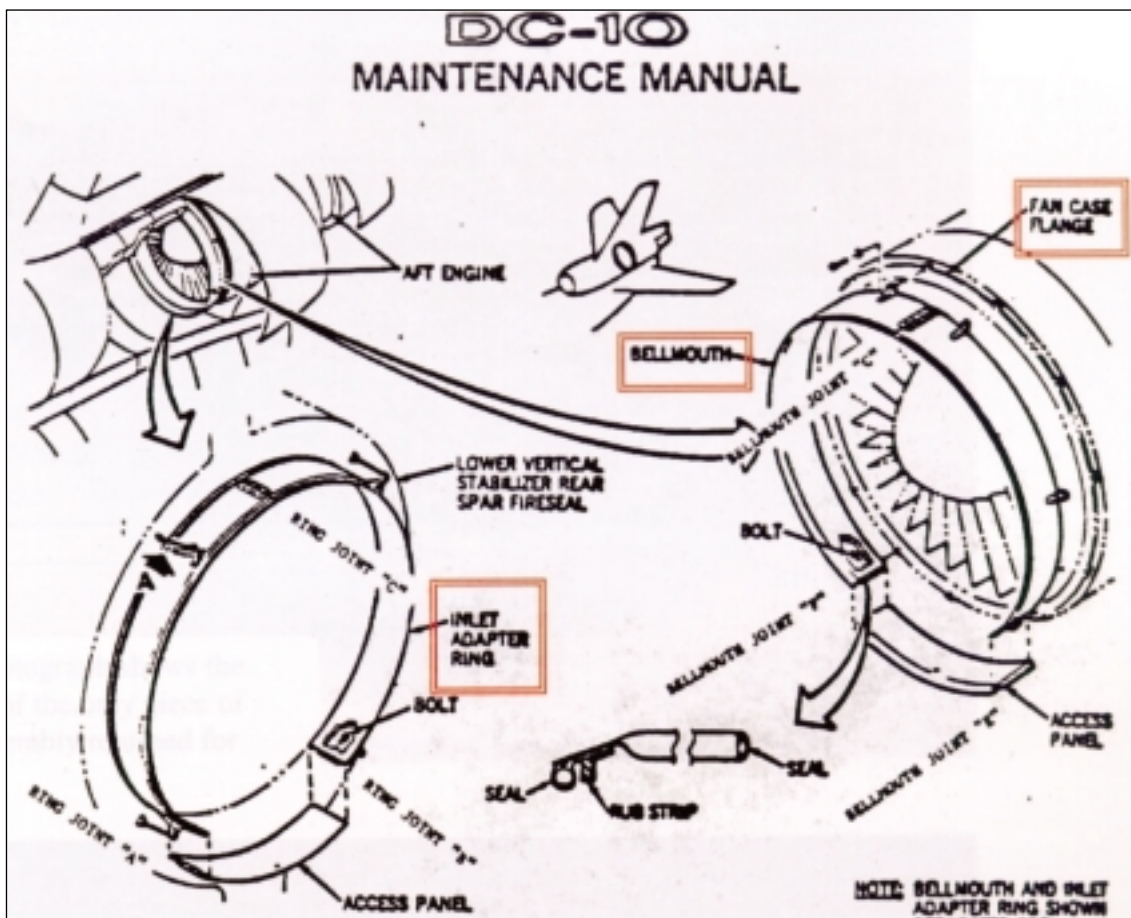
### 1.6.2 De staartmotor, bellmouth en inlet adapter

De DC-10 is uitgerust met drie motoren, die elk in een zogenaamde pylon zijn gemonteerd. Onder iedere vleugel is een motor/pylon gemonteerd (de nummers # 1 en # 3). De motor/pylon (motor # 2) bevindt zich in de staart, zie figuur 1.



Figuur 1: DC-10 en de posities van de motoren

Tussen motor # 2 en de starre motorinlaat van de pylon is een adapterstuk aangebracht dat een flexibele koppeling vormt die de (relatieve) beweging van de motor opvangt welke ontstaat als gevolg van het doorbuigen van de pylon constructie. Het adapterstuk bestaat uit een bellmouth die is vastgezet aan de voorste flens van de motor, en een adapter ring die is gemonteerd aan de staartconstructie. Het voorste deel van de bellmouth schuift in de adapter ring, waardoor deze twee delen ten opzicht van elkaar kunnen bewegen (schuiven). Deze onderdelen en hun posities staan aangegeven in figuur 2.



Figuur 2: Inlet adapter ring en de bellmouth van de staartmotor



De bellmouth bestaat uit twee zijpanelen en een toegangspaneel die met boutverbindingen aan elkaar vast zitten. De panelen zelf zijn gemaakt van samengelast corrosiebestendig staal. Aan de linker- en rechterzijde van de bellmouth zijn twee pennen aangebracht om de bellmouth goed te kunnen positioneren tijdens het bevestigen aan de voorflens van de motor. Een rond rubberprofiel is aangebracht als afdichting tussen de achterkant van de bellmouth panelen en de voorste flens op de motor. Aan de voorkant van de bellmouth zit een schuurstrip van teflon met een rond afdichtingsprofiel gemonteerd die aanligt tegen de adapter ring, die vast zit aan de luchtinlaat van de staartconstructie. Om te voorkomen dat vloeistoffen (meestal water) onder in het adapterstuk blijven staan, is voorzien in een afvoer. De bellmouth is met zes steunen op het linker zijpaneel, vijf steunen op rechter zijpaneel en twee steunen op het toegangspaneel bevestigd aan de voorste flens van de motor. De onderkant van het toegangspaneel is niet van geïntegreerde steunen voorzien.

De adapter ring als onderdeel van het adapterstuk (zie figuur 2) bestaat uit twee stuks zijpanelen en een toegangspaneel die middels bouten aan elkaar zijn bevestigd. De panelen zijn gemaakt van samengelast corrosiebestendig roestvast staal. De voorzijde van de adapter ring zit met een rond afdichtingsprofiel gemonteerd tegen de staartconstructie. In de adapter ring zit een afvoer. De adapter ring is met twee steunverbindingen op zowel het linker als het rechter zijpaneel bevestigd aan de staartconstructie. Op het toegangspaneel zijn geen steunen aangebracht.

Om toegang te krijgen tot de ruimte aan de voorkant van de motor en om ruimte te hebben om de motor te kunnen verwijderen, kunnen de toegangspanelen worden verwijderd.

### *1.6.3 Historie van bellmouth en adapter ring*

De vliegtuigfabrikant werd verzocht om die omstandigheden aan te dragen waarin de bellmouth en de adapter ring kapot kunnen gaan, vooral wanneer die zich al eens eerder hebben voorgedaan. Het ging hierbij zowel om situaties waarbij de motor normaal werkte als om situaties met ernstige motorstoringen, met name wanneer die gepaard gingen met surge<sup>8</sup> of heftige vibraties. Volgens de vliegtuigfabrikant zijn bekende omstandigheden die kunnen leiden tot het kapot gaan van de bellmouth en de adapter ring de volgende:

- onjuiste reparatie van de bellmouth/adapter ring constructie;
- in de motor komen van ijs afkomstig van de luchtinlaat van motor # 2 als gevolg van het ophopen van sneeuw of ijs tijdens de wintertijd, in de motor komen van “vreemde” objecten (zogenaamde FOD: foreign object damage), en vogelaanvaringen in de motor
- het niet juist installeren en afstellen van de bellmouth en de adapter ring
- het niet repareren van buitensporige delaminatie van bellmouth en adapter ring materiaal

Bijlage A representeert informatie van de vliegtuigfabrikant betrekking hebbende op de “failure history” van de bellmouth en de adapter ring, waarbij is inbegrepen een lijst

<sup>8</sup> Surge: het gedurende een kortstondig moment omkeren van de luchtstroom in de compressor als gevolg van een aërodynamisch verstoorde compressortrap

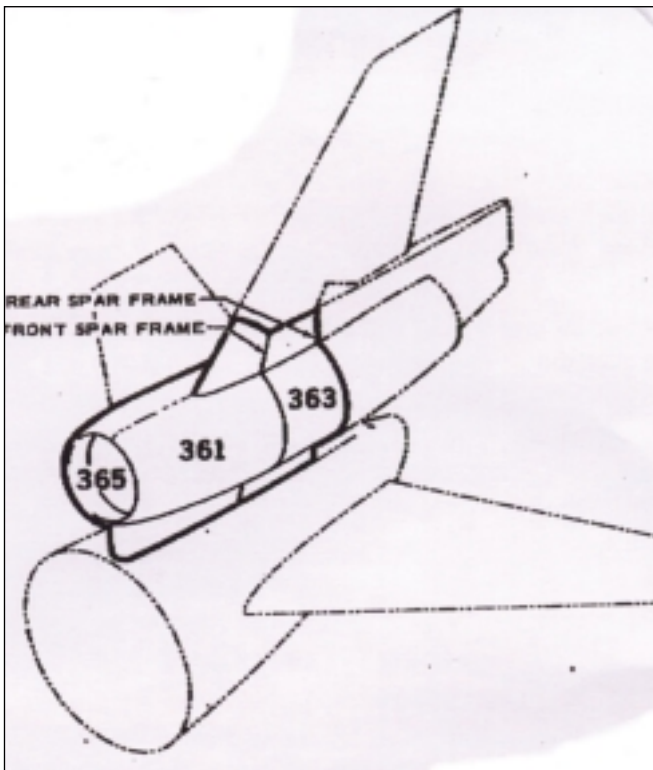
met uitgegeven Service Bulletins (SB's) en Airworthiness Directives (AD's: richtlijnen met betrekking tot luchtwaardigheidseisen) als respons op het kapot gaan van deze onderdelen.

#### 1.6.4 Onderhoudsinspecties van de bellmouth en adapter ring

##### *Algemeen*

Er bestaan geen speciale inspecties voor de bellmouth en de adapter ring. Ze zijn opgenomen in de normale inspectiezones zoals die zijn aangegeven in figuur 3. De relevante van toepassing zijnde werkzaamheden voor groot onderhoud (2C-inspectie) beperken zich tot het verwijderen, installeren en het afstellen en testen van de bellmouth en de adapter ring. Het uitvoeren van een routine check (4A-inspectie) op de bellmouth en de adapter ring vereist een gedetailleerde visuele inspectie.

Op de DC-10 is een "ageing aircraft program" van toepassing, en met dit onderhoud speciaal voor oudere vliegtuigen wordt ondermeer de vliegtuigconstructie additioneel geïnspecteerd en gecontroleerd op corrosie. Echter, deze additionele inspecties zijn niet van toepassing op de zones waarin de bellmouth en de adapter ring zich bevinden.



Figuur 3: Inspectiezones

##### *N800WR*

De laatste onderhoudsinspectie van het adapterstuk vond plaats in februari 1999 en werd uitgevoerd door een onderaannemer van Alitalia, als onderdeel van een 2C-inspectie (revisie). Die wordt normaliter gebaseerd op een interval van 10.400 vlieguren of een periode van 30 maanden, afhankelijk van wat zich als eerste voordoet. Voor het aantal uitgevoerde vluchten (cycli) bestaat geen limiet voor het adapterstuk. Toen het in te faseren (groot) onderhoud was uitgevoerd, werd het vliegtuig vrijgegeven voor operatio-

neel gebruik in mei 1999. Op het moment dat het incident zich voordeed, waren zeven maanden verstreken na de laatste revisie en tien maanden sinds de inspectie van het adapterstuk en 2.599 vliegreuren gemaakt.

Uit het door Alitalia aangedragen synoptische onderhoudsoverzicht bleek dat de laatste routine inspectie van de bellmouth en adapter ring, als onderdeel van een 4A-inspectie, werd uitgevoerd op 8 oktober 1999 door service center Ogden in Brussel. Deze inspectie wordt gebaseerd op een interval van 1.800 vliegreuren. Sinds de laatste 4A-inspectie tot het incident waren 865 vliegreuren gemaakt.

Volgens de door Alitalia aangeleverde informatie werden alle relevante AD's en SB's uitgevoerd.

### *1.6.5 Historie van de staartmotor*

Tijdens de revisie van het vliegtuig werd motor # 2 verwijderd. Volgens het "engine shop visit report" werden alle modules van de motor geïnspecteerd, gerepareerd of gereviseerd, inclusief de fanrotorbladen.

De werking van motor # 2 werd ook gecontroleerd door middel van:

- DC-10 motorindicaties van vijf voorafgaande vluchten voordat het incident plaatsvond;
- de trend monitoring data (parameters) van motor # 2 aangeleverd door Alitalia;
- onderzoeken van de technische logboeken.

In vergelijking met motor # 1 en motor # 3 werden geen afwijkingen aan motor # 2 vastgelegd. Uit de informatie bleek dat geen enkele parameterlimiet was overschreden. De technische logboeken bevatten geen relevante informatie in relatie met het incident.

## *1.7 Meteorologische gegevens*

Uitgegeven door het Koninklijk Nederlands Meteorologisch Instituut op Amsterdam Airport Schiphol, geldig van 12:00 – 18:00.

### *Algemene situatie*

Vanuit noordwestelijke richting werd polaire lucht aangevoerd.

### *Weer van betekenis*

Met name in het noordelijk deel van Nederland geïsoleerde regenbuien, in het brede kustgebied mogelijk met natte sneeuw en verhoogde kans op hagel. In buien matige tot zware ijsaanzetting, in en nabij buien matige tot zware turbulentie.

Wind	westelijk, 5-10 knopen, in het brede kustgebied 12-18 knopen vanuit het noordwesten en uitschieters tot 30 knopen.
Zicht	meer dan 10 km, in buien 5-10 km, in sneeuwbuien en in nevel 3-5 km.

Bewolking nabij de kust FEW/SCT Cu 2.500-3.000 voet, in het tweede deel van de periode oplossend. In buien FEW/SCT Cb's 2.000 voet met toppen van FL 080 in het zuidelijk gebied tot FL 120 in het noordelijk gebied en met lokale St 1.000 voet. In het zuiden BKN Sc 6.000 voet.

0° Celsius niveau tussen 1.500-2.000 voet, in buien met winterse omstandigheden zakkend tot 1.000 voet.

Windrichtingen en temperaturen: in het noorden

500 ft	290/15-25 kt	+04 C	
1.500 ft	300/15-25 kt	+01 C	00 C
3.000 ft	310/15-25 kt	+02 C	-04 C
FL 050	310/25-35 kt	-07 C	-08 C
FL 100	290/40-50 kt	-12 C	-16 C

De meeste wind in het noorden

Thermiek geen

Maximum temperatuur variërend van 4 graden tot 6 graden aan de kust

Vooruitzicht voor de periode 181800/190000: geen veranderingen van betekenis

Daglichtperiode van 07:28 tot 15:44

#### *Schiphol METARS*

181125 EHAM 181125Z 30012Kt 9999 FEW030 SCT045 06/m02 Q1013 NOSIG=  
181155 EHAM 181155Z 32010Kt 9999 FEW030 BKN048 05/m01 Q1013 NOSIG=  
181225 EHAM 181225Z 31011Kt 9999 FEW030 BKN060 BKN250 05/m02 Q1013 NOSIG=  
181255 EHAM 181255Z 31011Kt 9999 FEW030 SCT042 BKN060 05/m02 Q1013 NOSIG=  
181325 EHAM 181325Z 31010Kt 9999 FEW030 SCT060 05/m02 Q1013 NOSIG=  
181355 EHAM 181355Z 32011Kt 9999 FEW030 SCT050 05/m02 Q1013 NOSIG=  
181425 EHAM 181425Z 31011Kt 9999 FEW030 SCT045 05/m01 Q1013 NOSIG=  
181455 EHAM 181455Z 31011Kt 9999 FEW030 04/m03 Q1013 NOSIG=

## 1.8 *Navigatiehulpmiddelen*

Niet van toepassing.

## 1.9 *Radiocommunicatie*

Tijdens de start stond de bemanning in radiocontact met de verkeerstoren van Schiphol op frequentie 118.100 Mhz. Terwijl het vliegtuig in beweging kwam werd de bemanning door de torenverkeersleider geïnformeerd dat uit motor # 2 vlammen sloegen, met als gevolg dat de start werd afgebroken.

## 1.10 *Gegevens vliegveld*

Amsterdam Airport Schiphol kent verscheidene banen die kunnen worden gebruikt voor starts of landingen, gebaseerd op een preferentieel baanaanwijzingssysteem. Vlucht DSR 1415 had de opdracht om te vertrekken van hoofdstartbaan 24. Baan 24 is een betonbaan en is 3.500 meter lang en 45 meter breed.

## 1.11 *Vluchtregistratieapparatuur*

De vlucht data recorder (FDR) en de cockpit voice recorder (CVR) werden voor onderzoek uit het vliegtuig gehaald. Zowel de FDR als de CVR zijn uitgelezen bij de Vehicle Recorders Division van de NTSB in Washington D.C.

### *CVR*

De CVR was een Fairchild, model nummer A100, serienummer 517. Vanwege een continu storend geluid (mogelijk een waaijer voor koeling van apparatuur), dat interfereerde met de gevoerde gesprekken en geluiden in de cockpit, was de informatie op de CVR niet of nauwelijks te ontcijferen. Middels het toepassen van filtertechniek is er echter de mogelijkheid om dit storende geluid te elimineren.

### *FDR*

Het uitlezen van de FDR, een Sundstrand Data Control (tegenwoordig Honeywell) model nummer 573 met serienummer 3590, werd met succes uitgevoerd.

De bewerkte data van de FDR staat in bijlage C. Als gevolg van het wegvallen van de synchronisatie tussen 1.324 en 1.327 seconden van de verstreken opnametijd, zit er een blinde vlek in de FDR data.

Van alle motoraanwijzingsinstrumenten wordt alleen het toerental van fanrotor N1 parameter (een maat voor het geleverde motorvermogen) geregistreerd. Iedere 4 seconden wordt van alle drie motoren de N1 parameter vastgelegd.

Tussen 1.296 en 1.303 seconden van de verstreken opnametijd nam de N1 van alle motoren toe met respectievelijk voor motor # 1, # 2 en # 3 van 45%, 32% en 34% tot ongeveer 91%, 89% en 93%. Op ongeveer 1.307 seconden (ongeveer 4 seconden later) nam de N1 voor alle motoren af tot respectievelijk 76%, 64% en 67%. Op ongeveer 1.314 seconden (7 seconden later) was de N1 voor motor # 1 en motor # 3 afgenomen. De N1 van motor # 2 was 0% geworden en bleef tot het eind van 1.337 seconden op deze waarde.

Het kenmerkende voor een FDR is dat die de berekende luchtsnelheid onder de 40 KIAS niet registreert, en dat vervolgens in de grafiek de berekende luchtsnelheid als een "0" wordt geplott. Er kon uit de analyse van de berekende luchtsnelheid worden geconcludeerd dat de afgedrukte waarde van 32 KIAS op het tijdstip van 1.298 seconden een foutieve waarde was.

## *1.12 Omschrijving van de schade*

### *1.12.1 Algemeen*

Op en nabij de baan werden vele kleine brokstukken gevonden, voornamelijk bestaande uit stukjes materiaal van de voorste akoestische panelen van de motor, stukken van de bellmouth en de adapter ring en abradable shroud stukken van de eerste trap. Stukken fanblad hadden zich door de fankast en in het binnenste rechter hoogteroer geboord. De uitlaatpijp en de linker motorkap van de fan stuwstraalomkeerinrichting waren van de motor losgekomen en werden op de baan aangetroffen.

De schade aan het vliegtuig en van motor # 2 werd onderzocht, geïdentificeerd en vastgelegd in samenwerking met onderzoekers/vertegenwoordigers van de NTSB, FAA en van de flight safety division van de motorfabrikant. Ten behoeve van het metallurgisch onderzoek werden fanbladen, stukken fanbladen en delen van de bellmouth verwijderd. Het metallurgische onderzoek vond plaats bij GEAE Materials Engineering Process Department Metallography Laboratory in Cincinnati, Ohio. Vertegenwoordigers van de FAA Engine and Propellor Directorate waren als getuigen bij dit onderzoek aanwezig.

Zeven fanbladen (de nummers 8 t/m 14), alle steunen van de bellmouth inclusief vier gebroken steunen en een stuk bellmouth werden aan een onderzoek onderworpen. De onderdelen werden visueel onderzocht en daarna werden SEM (scanning electronic microscope) en EDS (energy dispersive spectroscopy) analysetechnieken toegepast. Zie ook deel 1.16.2.

Brokstukken verzameld door de luchthavenautoriteiten werden nader onderzocht. Een doos met teruggevonden materiaal dat tijdelijk bij de uitlaatpijp en motorkap van de stuwstraalomkeerinrichting was gestald, was zoek geraakt nadat het vliegtuig van het vrachtplatform op Schiphol-Centrum naar Schiphol-Oost was gesleept.

### *1.12.2 Schade aan bellmouth en adapter ring*

De flexibele verbinding tussen de motor en de starre motorluchtinlaat was helemaal kapot. De bellmouth constructie was, op een teruggevonden stuk na, nagenoeg helemaal weg. Het teruggevonden stuk werd middels SEM en EDS technieken geanalyseerd.

De bellmouth constructie werd gedragen door 13 verbindingsteunen, die allemaal voor onderzoek konden worden teruggebracht. De L-vormige steunen zijn normaal een geïntegreerd onderdeel van de bellmouth constructie, maar in dit voorval werd de bellmouth van de steunen losgerukt. In figuur 4 is een voorbeeld te zien van een complete bellmouth bevestiging, terwijl figuur 5 een steun zonder de bellmouth laat zien van na het voorval. Er waren nog negen steunen intact, waarvan zes geen vervormingen of andere

schade hadden. Van de andere drie was er een vervormd, was er een gescheurd en was er een uitgehold. Vier steunen (van de posities op 00:30, 13:30, 04:00 en 08:00 uur, in de richting van voor naar achter kijkend) waren gebroken en waren aanzienlijk vervormd, maar er werden geen onregelmatigheden of reeds bestaande scheurtjes vastgesteld.



Figuur 4: Een complete bellmouth en steun bevestiging



Figuur 5: Een gemonteerde bellmouth steun zonder bellmouth

De gebroken steun op de 4 uur positie zat los, en op de bevestigingsflens onder de steun zaten cirkelvormige inkervingen. Alle andere steunen, met inbegrip van de drie overige gebroken steunen, zaten vast aan de voorste bevestigingsflens van de motor.

In de adapter ring zaten scheuren en gaten, maar het merendeel zat nog steeds vast. De ontbrekende delen werden teruggevonden. De afdichting op de voorrand van het linker, rechter en het toegangspaneel was intact en bevond zich in een goede conditie. Eén van de twee steunen van het linker paneel van de adapter ring was in het oog gebroken. De adapter ring had kleine gaten en scheuren opgelopen op de binnenhuisdiameter. Een stuk van het fanblad werd aangetroffen door de binnen- en buitenhuisdiameter.

### *1.12.3 Schade aan het staartstuk, de pylon en motorinlaat*

In zowel de linker- als de rechter fanmotorkappen zaten gaten en in de linker fan motorkap werden fanblad fragmenten aangetroffen. De linker motorkap van de stuwstraalomkeerinrichting was van het vliegtuig los gekomen en werd op de startbaan teruggevonden. Een ander stuk fanblad zat vast in het rechter binnenste hoogteroer.

In de akoestische omlijning van de luchtinlaatconstructie zaten inkepingen, deuken en gaten. In de engine pylon zat een L-vormige scheur/gat op de 12 uur positie en 43 inches voor de voorste motorophanging. In de vliegtuigconstructie direct achter de luchtinlaat zaten eveneens scheuren en gaten.

### *1.12.4 Schade aan de staartmotor*

Onderzoek aan motor # 2 liet zien dat 3 fanbladen (de nummers 10,11 en 12) aan de binnenzijde van de blade mid-span shroud<sup>9</sup> waren gebroken. Het stuk fanblad dat werd gevonden in het hoogteroer bleek afkomstig te zijn van fanblad nummer 10. De gesepareerde delen afkomstig van blad 11 en van blad 12 de outer airfoil part (deel voorbij de blade mid-span shroud tot aan de tip van het fanblad) werden niet teruggevonden. De mid-span shroud en een gesepareerd binnenstuk (ten opzichte van de mid-span shroud) werden wel teruggevonden.

Van de forward fan stator case waren alle abradable shrouds verdwenen, en waren alle voorste akoestische panelen los gekomen. Op drie stuks na waren alle outlet guide vanes uit de middel outer case gerukt. In de forward fan stator case zaten meerdere kleine tot middelgrote gaten en inslagmarkeringen.

Uit boroscooponderzoek kwam naar voren dat het binnendeel van de motor (de zogenaamde core engine) ernstig beschadigd was geraakt door naar binnen gezogen brokstukken. Zowel de fanrotor als de rotor in de binnenmotor konden niet meer bewegen. Een lever arm van de derde trap van de hogedrukcompressor was gebroken. Met de boroscoop kon worden vastgesteld dat de overeenkomstige compressorschoep 180 graden uit fase stond in vergelijking met de andere schoepen van de derde trap

<sup>9</sup> Blade mid-span shroud: aërodynamisch gevormde stukken strip aan weerszijden van elk fanblad, die aanliggen tegen de stukken strip van het volgende fanblad van de fanrotor. Het geheel vormt een verbindingsring voor alle fanbladen van de fanrotor.



van de compressor. De achterrand van deze schoep vertoonde omvangrijke impactschade. De interne schade aan de motor was gevolgschade, en met uitzondering van de hierboven genoemde compressorschoep werd die niet verder gedocumenteerd.

De uitlaatpijp van de motor was over de volle 360 graden van de turbine rear frame flens afgescheurd en werd teruggevonden op de startbaan. De aft fan case struts waren geknikt. In de motor werden geen brandsporen aangetroffen.

De gashendelkabel en de brandstoftoevoerkabels waren, net als de fan air valve en de bijbehorende buis, beschadigd. Vele elektrische kabels waren doorgesneden of zwaar beschadigd inclusief fire loop "B" van het motorbranddetectiesysteem. De linker hydraulische pomp was doormidden gebroken en werd alleen nog maar op zijn plaats gehouden door de aangesloten hydraulische leidingen. De meeste ophangpunten van de accessory gear box vertoonde tekenen van schade door overbelasting. De gehele motor was enorm beschadigd. De meeste schade was direct herkenbaar als gevolgschade.

### *1.12.5 Schade door vogels*

Enige uren na het plaatsvinden van het incident werden de motor en het staartstuk geïnspecteerd. Er werden geen vogelresten gevonden en de sterke geur die meestal zo kenmerkend is voor een vogelaanvaring in de motor werd evenmin vastgesteld. De volgende dag konden motor # 2 en het vliegtuig grondiger worden onderzocht, maar opnieuw waren geen sporen van organisch materiaal of een typische geur na een vogelaanvaring in de motor waar te nemen.

Ongeveer drie weken na het voorval, nadat de motor van het vliegtuig was verwijderd, werd een extra inspectie met behulp van ultraviolet licht uitgevoerd. Deze controle leverde evenmin enig bewijs op dat een vogelaanvaring had plaatsgevonden.

### *1.13 Medische en pathologische gegevens*

Niet van toepassing.

### *1.14 Brand*

De torenluchtverkeersleider meldde tijdens de startaanloop aan de bemanning dat motor # 2 in brand stond. Hoewel de bemanning geen brandwaarschuwing kreeg van het brandwaarschuwingssysteem, werd toch de motor afgezet in overeenstemming met de procedure voor motorbrand van de 'emergency checklist'. Volgens de gezagvoerder werd een fles met blusschuim geleegd. Toen de brandweer ter plaatse was werd er geen vuur waargenomen. Uit onderzoek kwam geen brandschade naar voren aan de vliegtuigconstructie, de motor of aan gesepareerde delen.

### *1.15 Overlevingsaspecten*

Niet van toepassing.

## 1.16 *Nadere onderzoeken*

### 1.16.1 *Laboratorium visueel onderzoek*

De fanbladen werden onder ultraviolet licht visueel onderzocht op sporen van organische resten als gevolg van een vogelaanvaring in de motor, en opnieuw bleek dit niet aantoonbaar.

De fanbladen, de steunen en het deel van de bellmouth werden toen visueel onderzocht, met bijzondere nadruk op de schadepatronen op de voorranden van de fanbladen, de mid-span shroud shingling<sup>10</sup> en de breukvlakken van de fanbladen. Er waren aanwijzingen dat er overbelasting had plaatsgevonden. Metallurgische onregelmatigheden of reeds bestaande materiaalscheurtjes konden niet worden aangetoond. Een deel van de onderzochte fanbladdelen en breukoppervlakken worden weergegeven in bijlage C.

### 1.16.2 *SEM en EDS uitkomsten*

Voor het nemen van de materiaalmonsters werden de fanbladen en fanbladdelen gemarkeerd en gefotografeerd. Dit gebeurde op die plaatsen van de voorranden waar scheuren en sneeën zaten en waar zich op de fanbladen aantoonbare vegen bevonden van andersoortig materiaal. Daaropvolgend zijn op de aanwezig gevonden metalen en niet-metalen vegen microanalyses toegepast met behulp van een scanner elektronen microscoop (SEM: scanning electron microscope) en een energie verspreidende spectroscopie (EDS: energy dispersive spectroscopy).

Samengevat vertoonden alle fanbladen en fanbladdelen vegen van roestvaste staaltypen, waarvan de meeste met aluminium, titanium of titaniumlegeringen, en sommige cadmium- of tungstenmarkeringen. Ook rubbermaterialen, epoxy opvulmaterialen en teflon sealant konden worden geïdentificeerd. Op fanblad 13 werden lood en goud aangetroffen, alsmede kleine hoeveelheden lood op fanblad 10.

## 1.17 *Organisatie en management informatie*

Het hoofdkantoor van de Oegandese luchtvaartmaatschappij DAS Air Cargo is gevestigd in Londen, Gatwick. Ten tijde van dit ernstige incident bestond de vloot uit drie vliegtuigen van het type Boeing 707 en drie van het type DC-10. DAS Air Cargo vliegt zowel lijn- als charter vrachtdiensten in Europa, Afrika, het Midden-Oosten en het Verre Oosten en India.

Het lijnonderhoud tot en met de A-checks wordt uitgevoerd door DAS Air Engineering. C-inspecties en uitvoerig motoronderhoud worden uitgevoerd door het onderhoudsbedrijf van de operator, namelijk Alitalia in Rome. Het leveren van onderdelen en het uitvoeren van alle engineeringwerkzaamheden worden ook door Alitalia verzorgd.

---

<sup>10</sup> Shingling: toestand waarin een zijde van de mid-span shroud van een fanblad over de mid-span shroud van het volgende fanblad is geschoven (en die weer over de volgende, et cetera) in plaats van, zoals bedoeld, met het contactoppervlak aanligt tegen de mid-span shroud van het volgende fanblad.

## 1.18 Overige informatie

### 1.18.1 IJsaangroei

#### *Tijdens de vlucht*

De aanwezigheid van ijs is ongewenst op delen van vliegtuigen en motoren. In relatie tot turbofanmotoren verhoogt dit de kans op schade, vooral wanneer een aanzienlijke hoeveelheid is opgebouwd op de voorrand van de motorluchtinlaat. Dit ijs kan zeer zeker de motor (met name de fanbladen) beschadigen zodra het loskomt van de voorrand van de motorluchtinlaat en de motor wordt ingezogen. IJs kan evenzeer aangroeien op de fanbladen zelf of op de inlaatkegel van de motor. Hoe dan ook, indien een voorwerp in de motor komt is er kans op zogenaamde “foreign object damage” of kortweg FOD. Wanneer dit ijs is wordt dat wel aangeduid als “ice-FOD”.

Het ijs dat aangroeit op de fanbladen wordt gewoonlijk niet dikker dan 1/4 inch (6 mm) en veroorzaakt geringe schade in de vorm van deukjes op de uiteinden van de fanbladen (de tips) of achter de fanbladen. IJs afkomstig van de inlaatkegel veroorzaakt eerder schade aan de uiteinden van de fanbladen of deuken voor de positie van de fan.

Omdat tijdens de vlucht de voorranden van motorluchtinlaat vatbaar zijn voor ijsaangroei, wordt engine nacelle anti-ice aangezet om het accumuleren van ijs te voorkomen. Verwarmde lucht afkomstig van de compressor van de motor stroomt naar de binnenzijde van de voorranden om het te doen laten smelten (of het voorkomen van aangroei). Dit is gewoonlijk afdoende, maar in sommige extreme omstandigheden zou ijs kunnen aangroeien. De hoeveelheid ijs dat aangroeit is afhankelijk van de tijdsduur dat de voorranden van de motorinlaat bloot staan aan deze omstandigheden waarin ijsaangroei zich manifesteert (icing conditions).

Op kruishoogte vliegen straalvliegtuigen gewoonlijk boven het weer. Echter, tijdens de daling en de nadering kunnen vliegtuigen in icing conditions terechtkomen. De meteorologische gegevens, zoals weergegeven in hoofdstuk 1.7, laten de weersituatie zien zoals die geldig was kort nadat de N800WR was geland op Amsterdam Airport Schiphol. Deze situatie geeft aan dat het 0 graden Celsius niveau tussen de 1.000 en 2.000 voet lag. De bedekkingsgraad was FEW tot SCT, wat betekent dat 1/8 tot 4/8 deel van de lucht met wolken bedekt was. In het zuidelijke deel was de bedekkinggraad BKN, hetgeen in dit geval betekende dat 5/8 tot en met 7/8 was bedekt met het type wolk Sc op een wolkenbasis van 6.000 voet. In buien was matige tot zware ijsaanzetting waargenomen. In dit verband is de Cb het gevaarlijkste type wolk (onweerswolk) dat zich voordeed op 2.000 voet met toppen tot FL 080 in het zuiden tot FL 120 in het noorden van Nederland.

Het is niet bekend of de N800WR tijdens de daling en de nadering last van icing conditions heeft gehad, hoe lang dat is geweest en in welke mate. In die omstandigheden dat icing conditions zich kunnen voordoen schrijft de operator het gebruik van engine anti-icing voor op alle motoren.

#### *Op de grond*

Ijsaangroei kan zich ook voordoen als het vliegtuig zich op de grond bevindt. Tijdens de periode dat de N800WR gereed werd gemaakt voor de volgende vlucht deden icing conditions zich niet voor. In dit geval was de buitenluchttemperatuur 5 graden Celsius en er was geen neerslag waargenomen (zie 1.7 METAR's).

Na een vlucht kan zich in beperkte mate ijsaangroei voordoen op een sterk onderkoelde motorluchtinlaat als de lucht voldoende vochtig is. Bij een buitenluchttemperatuur van 5 graden Celsius was de dauwpunttemperatuur -2 graden Celsius. De buitenlucht was derhalve relatief droog.

Eventueel aanwezig water kan niet weglopen als de afvoer van de bellmouth is verstopt. Als het vriest, dan kan er een plak ijs ontstaan van wel ongeveer 2,5 cm dik of zelfs meer. Deze vorm van ijs kan alleen ontstaan als de motor niet in werking is. Wanneer dit ijs verder de motor inslaat kan het in zeer ernstige mate de fanrotorbladen beschadigen. Tijdens het voorval ging de afvoer verloren.

De N800WR landde om 11:40 en stond om 11:50 op de blokken. Om ongeveer 14:25 begon het aan de startaanloop, welke werd afgebroken.

### *1.18.2 Bewust opereren onder "icing conditions"*

Het is gebruikelijk dat tijdens een vlucht slechtweergebieden, zoals bewolking met mogelijk ijsaangroei en turbulentie zoveel mogelijk worden vermeden. In het geval dat een vliegtuig niet in staat is een dergelijk gebied te vermijden wordt de engine nacelle anti-ice op alle motoren aangezet om de opbouw van een ijslaag tegen te gaan dat in de motor gezogen zou kunnen worden.

### *1.19 Nieuwe onderzoekstechnieken*

Niet van toepassing.

## 2 ANALYSE

### 2.1 Algemeen

Na het voorval meldde de gezagvoerder dat tijdens de startaanloop de EGT van motor # 2 hoger was dan die van de andere motoren. De boordwerktuigkundige verklaarde in het kort dat ze heftige vibraties hadden ervaren. Vibraties en stijging van de EGT zijn gewoonlijk een indicatie voor compressor stall. In dit geval is het duidelijk dat de hoeveelheid materiaal dat in de motor werd gezogen tot een compressor stall<sup>11</sup> heeft geleid, waardoor surge werd veroorzaakt. Vlammen uit de motoruitlaat, zoals door de verkeersleiding werd waargenomen, zijn kenmerkend voor surge. Hoewel surge door meerdere factoren kan ontstaan, werd dit ernstige incident veroorzaakt door naar binnen gezogen materiaal (FOD).

De analyse richt zich daarom verder op de conditie van motor # 2, de bellmouth, de adapter ring en de mogelijkheden van FOD.

### 2.2 De technische staat van de staartmotor

Op basis van de geregistreerde data van de motorinstrumenten tijdens vorige starts en kruisvluchten kan worden gesteld dat de motor binnen limieten functioneerde. De aangegeven waarden van de parameters waren gemiddeld, en waren niet afwijkend ten opzichte van de andere twee motoren. Ook de monitoring trend<sup>12</sup> van motor # 2 toonde normale waarden.

Uit het laboratoriumonderzoek bleken geen onregelmatigheden of reeds bestaande scheurtjes in de fanbladmaterialen. Het bewijs voor FOD aan de voorranden van de fanbladen werd vervolgens vastgesteld op basis van:

- deformatie als gevolg van buiging van de binnenste delen van fanblad 10 en 11;
- overbelasting op trek en een getordeerde ligamentbreuk van fanblad 12.

De aanzienlijke ombuiging van fanblad 11, zoals beschreven in bijlage C, van de drukzijde naar de onderdrukzijde suggereert dat dit fanblad mogelijk al 'geshingled' was toen het fanblad in de voorrand begon te scheuren en daarna afbrak. Alle onderzochte mid-span shrouds hadden op beide zijden markeringen tengevolge van shingling, met uitzondering van die van fanblad 13. Aan de zijde van fanblad 12 werden geen markeringen tengevolge van ernstige 'shingling' gevonden. De afwezigheid van ernstige mid-span shroud shingling op fanblad 13 en de shingling conditie van het tegenoverliggende blad 11 geven aan dat blad 12 waarschijnlijk als eerste separeerde, waarna fanbladen 11 en 10 volgden.

Omdat veel materiaal naar binnen werd gezogen was het binnendeel van de motor (core engine) zwaar beschadigd. De verdere schade aan de motor en systemen, alsmede het loskomen van de linker motorkap en de motoruitlaat, waren toe te schrijven aan de ernstige vibraties als gevolg van een enorme onbalans in de fanrotor (door afgebroken fanbladen) en surge.

<sup>11</sup> Compressor stall: een plaatselijke aërodynamische verstoring van de luchtstroom binnen een enkele compressortrap

<sup>12</sup> Monitoring trend: registratie van verschillende motorparameters van een in werking zijnde gasturbinemotor tijdens een enkel moment van een vlucht of vluchtfase, toegevoegd aan eerdere registraties van voorafgaande vluchten. Zo ontstaat een trend welke inzicht verschaft over de technische staat van de gasturbinemotor.

De onderhoudspapieren van de motor lieten zien dat aan alle relevante richtlijnen ten aanzien van luchtwaardigheidseisen was voldaan.

Alles beschouwend kan worden aangenomen dat motor # 2 voor het plaatsvinden van dit ernstige incident in goede conditie was.

### 2.3 *Mogelijkheid van ijs in de motor*

Het vliegtuig landde om 11:40 en werd om ongeveer 14:15 van de parkeerplaats achteruit geduwd (push back). Dat betekent dat het vliegtuig voor zijn startaanloop minstens 2 uur en 35 minuten aan de grond heeft gestaan. De meteorologische gegevens (zie hoofdstuk 1.7) laten zien dat gedurende deze periode geen neerslag werd waargenomen en dat de buitenluchttemperatuur met constant 5 graden Celsius duidelijk boven het vriespunt was. Hieruit blijkt dat tijdens het gereedmaken van het vliegtuig voor de volgende vlucht (de turnaround) het vliegtuig niet heeft blootgestaan aan weersomstandigheden waarin ijsvorming kon plaatsvinden.

Vervolgens wordt een aanzienlijke ijsaangroei op de motorinlaat tijdens de turnaround uitgesloten vanwege de lage relatieve luchtvochtigheid (buitenluchttemperatuur 5 graden Celsius en de dauwpuntstemperatuur -2 graden Celsius).

Als er al ijs op het vliegtuig zat, moet het er opgekomen zijn tijdens de vlucht naar Amsterdam. De meteorologische omstandigheden in het Nederlandse luchtruim waren van dien aard dat ijsaangroei wel mogelijk was.

Wanneer icing conditions worden vermoed schrijft de operator voor om de nacelle anti-ice aan te zetten. Indien nacelle anti-ice is aangezet heb je in theorie strenge icing conditions en voldoende lange blootstelling hieraan nodig om ijsaangroei te krijgen. Het is niet bekend of het vliegtuig ijs heeft opgepikt tijdens de daling en nadering. Gelet op de hoogte (flight levels) van bepaalde typen wolken (met name buien, zie 1.7) en de wolken spreiding, is het niet aannemelijk dat het vliegtuig een lange tijd was blootgesteld aan strenge icing conditions tijdens een normale daling en nadering. Daar komt bij dat dergelijke omstandigheden gewoonlijk zoveel mogelijk worden vermeden.

Er kan worden geconcludeerd dat het erg onwaarschijnlijk is dat op de voorrand van de luchtinlaat van motor # 2 zo'n hoeveelheid ijs is ontstaan die de schade, zoals bij dit ernstige incident werd geconstateerd, zou kunnen verklaren. Dit geldt ook voor de aanwezigheid van ijs op de inlaatkegel en de fanbladen.

Met inachtneming van de vastgestelde schade en uitgaande van ijs als oorzaak van het incident, zou het alleen een "plak" ijs geweest kunnen zijn (zie 1.18.1). Omdat dit ijs alleen kan ontstaan als het vriest en de motor niet in werking is, wordt deze mogelijkheid verworpen.

Samengevat kan worden gesteld dat de mogelijkheid dat ijs in de motor werd gezogen niet geheel kan worden uitgesloten, maar als zeer onwaarschijnlijk wordt geacht te hebben plaatsgevonden.

## 2.4 *Mogelijkheid van een vogelaanvaring in de motor*

Volgens de bemanning zijn er tijdens de startaanloop geen vogels waargenomen. De luchthavenautoriteiten, die na het ernstige incident de baan weer hebben vrijgemaakt, hebben geen vogels of vogelresten aangetroffen.

Met zowel de visuele controle tijdens het veldonderzoek als de inspectie met ultraviolet licht van de fanbladen, de inlaatkegel de forward fan stator case, OGV's en de binnenwand van de luchtinlaat, werden geen sporen van organische resten aangetoond. Ook een tweede test met ultraviolet licht in het laboratorium bracht een mogelijke vogelaanvaring niet aan het licht.

Als een vogel (of vogels) naar binnen zou zijn gezogen zouden, met inachtneming van het schadebeeld, vogelresten gevonden moeten zijn. Aangezien dit niet het geval was kan de mogelijkheid van een vogelaanvaring in de motor worden uitgesloten.

## 2.5 *Technische staat en onderhoud van de bellmouth en adapter ring*

De lijst met Service Bulletins, zoals weergegeven in bijlage A, illustreert de problemen in het verleden met de adapter ring en de bellmouth van de DC-10. Volgens de door het onderhoudsbedrijf aangeleverde documenten is aan het uitvoeren van alle van toepassing zijnde AD's en SB's voldaan.

Voor onderzoek van de bellmouth was maar één stuk beschikbaar. Veel bewijsmateriaal ging tijdens dit ernstige incident verloren en dit maakte het lastig te verklaren waarom de bellmouth was kapotgegaan. Uit vier gebroken en nog een hele, maar verder allemaal aanzienlijk vervormde L-vormige steunen, viel op te maken dat high energy formation<sup>13</sup> op de bellmouth constructie heeft gewerkt, waarbij de bellmouth panelen van alle 13 integrale steunen werden gerukt. De gebroken steunen waren stukgegaan door overbelasting zonder aanwijzingen van reeds bestaande scheurtjes of van metallurgische onregelmatigheden. Op een na zaten alle steunen vast aan de voorflens van de fankast van de motor. Er kan worden geconcludeerd dat het loskomen van de bellmouth niet het gevolg was van kapotgeraakte (L-vormige) steunen.

Eén van de twee steunen waarmee het linkerpaneel van de adapter ring vast zat werd aangetroffen met een breuk door de oogbevestiging. Dit was echter niet relevant, omdat de adapter ring helemaal compleet was. Het grootste deel van de adapter ring zat nog steeds vast aan de vliegtuigconstructie. De teruggevonden delen waren nog in een zodanige staat dat daaruit kon worden afgeleid dat die als onderdeel van het adapter stuk geen FOD aan de motor hadden veroorzaakt.

Voorzover beschikbaar werden de onderdelen van de bellmouth geïdentificeerd. Voorzover dit de samenstelling van de onderzochte bellmouth materialen betrof, werden geen afwijkingen gevonden ten opzichte van wat in het AMM staat voorgeschreven.

Uit de onderhoudsdocumenten kwamen geen problemen met- of speciale onderhoud aan de adapter ring en de bellmouth constructie naar voren. Het ernstige incident deed

---

<sup>13</sup> High energy formation: in dit verband de benodigde energie om de bellmouth panelen van de bevestigingssteunen los te kunnen scheuren

zich voor zeven maanden na de laatste revisie en tien maanden na de laatste 2C-inspectie van de bellmouth en de adapter ring, ofwel na 2.599 vlieguren. De volgende inspectie had na 10.400 vlieguren of na 30 maanden na de laatste inspectie moeten plaatsvinden, afhankelijk van wat zich als eerste zou hebben voorgedaan.

De eerstvolgende 4A-inspectie zou 1.800 na de vorige 4A-inspectie plaatsvinden. Het incident vond plaats 865 uur sinds de vorige inspectie.

Er kan worden geconcludeerd dat op basis van zowel het interval voor de 2C-inspectie als de 4A-inspectie de limieten in maanden en in vlieguren voor het plegen van onderhoud niet werden overschreden.

## *2.6 Oorzaak en gevolg*

### *2.6.1 Historie*

Het loskomen van delen van een kapotte bellmouth die vervolgens in de motor worden gezogen, kan de fanrotor beschadigen en mogelijk een motorstoring met separerende delen tot gevolg hebben. Een ander scenario is dat afbrekende fanbladen de bellmouth en adapter ring ernstig beschadigen. Dit laatste is namelijk ook voorgekomen in de historie van voorvallen met motor # 2 van de DC-10. Beide mogelijkheden werden met het aanvangen van het onderzoek onderkend. Nadat een eerste inschatting van de schade was vastgesteld kon de vraag met betrekking tot deze opties niet worden beantwoord, omdat teveel bewijsmateriaal verloren was gegaan of beschadigd was geraakt.

Volgens de vliegtuigfabrikant zijn schade aan de bellmouth en de adapter ring als gevolg van surge (dit veroorzaakt heftig schudden van de motor waarbij mogelijk de constructie van het adapter stuk kan beschadigen) tot op heden niet bekend. Hevige trillingen als gevolg van afgebroken fanbladen (dit veroorzaakt onbalans in de fanrotor) zullen evenmin de constructie van de adapter beschadigen, maar de afbrekende bladen zelf zullen additionele schade veroorzaken als deze brokstukken de inlaat adapter constructie raken en doorboren. Andere mogelijkheden van een kapotte inlaat adapter (zie hoofdstuk 1.6.3) moeten daarom wel FOD-gerelateerd zijn, met inbegrip van aangezogen ijs of een vogelaanvaring in de motor. Zoals eerder verklaard in hoofdstuk 2.3 en 2.4 wordt ijs in de motor als zeer onwaarschijnlijk geacht en wordt de mogelijkheid van een vogelaanvaring in motor # 2 uitgesloten.

Zoals reeds in hoofdstuk 2.2 aangegeven, de onderzochte stukken fanblad hadden geen bestaande scheurtjes noch andere onregelmatigheden. Hoewel het metallurgisch laboratoriumonderzoek geen overtuigend bewijs kon leveren, waren er voorts toch aanwijzingen dat fanblad 12 als eerste blad separeerde en volgende fanblad separaties inleidde. De hevige schade aan de fanbladen plus het feit dat er onvoldoende bellmouth materiaal beschikbaar was, hebben de resultaten van het onderzoek belemmerd. Dit beperkte de mogelijkheden om middels laboratoriumonderzoek de oorzaak en gevolg te bepalen van of het initieel kapotgaan van de bellmouth of het initieel separeren van een fanblad.



## 2.6.2 *Meest waarschijnlijke oorzaak en gevolg*

In de historie van de bellmouth constructie van de DC-10 werd verschillende malen melding gemaakt van voorvallen waarbij de bevestigingssteunen waren afgebroken op de verbinding tussen de steun en honingraadmateriaal (dit is het bellmouth paneel zelf). Dit was het gevolg van het niet juist afstellen of monteren (zie hoofdstuk 1.6.3 en bijlage A). Echter, in geen enkel geval leidde dit tot het volledig naar binnen zuigen van de bellmouth met als gevolg een motorstoring met separerende delen.

Bij dit voorval bleek de steun op de 4 uur positie (voor de motor naar achteren kijkend) los te zitten en dit kan het doorbuigen in een deel van de bellmouth constructie hebben beïnvloed. De cirkelvormige kerven die onder deze steun op de fanstator flens werden aangetroffen geven aan dat de bellmouth en de betreffende steun hebben bewogen ten opzichte van de fanstator flens.

Bij dit voorval gingen specifieke schadekenmerken als bewijsmateriaal verloren. Maar het is hoe dan ook wel duidelijk dat de bellmouth kapot is gegaan op de verbinding tussen de steun en het honingraadmateriaal, hetgeen overeen lijkt te komen met eerdere gevallen van bezwijken van de bellmouth, waarbij de toestand waarin de bellmouth kapotging (de failure mode) werd beïnvloed door een afwijkende montage. Hoewel de ontdekking van een enkele loszittende en vervormde steun, zonder daarbij te beschikken over ander bruikbare delen van de bellmouth, niet als hard bewijs wordt beschouwd, ondersteunt dit toch heel goed de veronderstelling dat de bellmouth constructie niet in die staat verkeerde waarin het had moeten verkeren. Het is gebleken dat de bellmouth en de adapter gevoelig zijn voor een niet-optimale montagestaat. Dit kan redelijkerwijs verklaren waarom de bellmouth uiteindelijk kapot is gegaan, vooral wanneer andere verklaringen minder waarschijnlijk zijn te accepteren of niet kunnen worden aangetoond.

Er wordt van uitgegaan dat de steun op de 4 uur positie zelf intact is gebleven, maar dat de verbinding tussen de steun en het honingraadmateriaal waarschijnlijk werd verzwakt onder invloed van (normale) motorvibraties, bewegingen als gevolg van meer of minder gas van de motor en de landingen. Het is aannemelijk dat verbinding van deze betreffende steun uiteindelijk brak, wat tot gevolg had dat de bellmouth in die positie niet meer werd ondersteund. De naastliggende steunen werden hierdoor nog meer belast en dat bestendigde de toestand waarin de bellmouth verder kapot kon gaan (failure mode). Uiteindelijk, na 2.599 vlieguren (ongeveer zeven maanden na de laatste revisie van het vliegtuig en tien maanden na de laatste inspectie van de bellmouth en de adapter ring) werden de panelen van de bellmouth van de steunen losgerukt en in de motor gezogen.

## 2.7 *Mankementen aan bellmouth en vervolgactie*

De historie (zie bijlage A) laat zien dat sinds 1979 de vliegtuigfabrikant melding heeft gemaakt van zes eerdere voorvallen die direct gerelateerd waren aan mankementen aan de bellmouth of aan de adapter ring. Geen van deze voorvallen leidde uiteindelijk tot het compleet in de motor zuigen van de bellmouth constructie. Het ernstige incident van de N800WR zou daarom ook als een uitzonderlijk geval kunnen worden beschouwd.

Een van de omstandigheden die zou kunnen leiden tot zulke mankementen wordt genoemd als: “het niet juist monteren en afstellen van de bellmouth en de adapter ring”. De tijdens het onderzoek gevonden losse en vervormde steun ondersteunt in dit incident de thesis dat incorrecte montage de initiërende factor was. Correcte montage en afstelling van de bellmouth constructie wordt momenteel afdoende afgedekt door de van toepassing zijnde Airworthiness Directives (richtlijnen gericht op luchtwaardigheid), Service Bulletins en geldende onderhoudsprocedures. Het uitbrengen van additionele richtlijnen ten behoeve van het onderhoud lijkt daarom niet gerechtvaardigd en vereist.

## 2.8 *Gebruik van de cockpit voice recorder (CVR)*

De informatie op de CVR was niet of nauwelijks verstaanbaar, want een continu storend geluid (waarschijnlijk een ventilator voor koeling) interfereerde met de gesprekken en geluiden in de cockpit. Met het toepassen van filtertechnieken is er een mogelijkheid dit storende geluid weg te filteren. De Raad is van mening dat een transcript van de cockpitbemanning niet voorziet in een benodigde of bruikbare bijdrage aan het onderzoek van dit ernstige incident. De aard van dit ernstige incident wordt los gezien van acties van de bemanning, crew management procedures of communicatie in de cockpit. In het meest gunstige geval zou het alleen kunnen bevestigen wat door de bemanning is verklaard en wat is vastgelegd op de vlucht data registratieapparatuur. Tijdens het onderzoek konden geen verbanden worden gelegd tussen mogelijke oorzaken van het incident en het handelen van de bemanning.

Het feit dat er een continu storend geluid werd opgenomen is aan de andere kant wel een reden tot bezorgdheid. Opnames vastgelegd op de CVR zouden zo duidelijk mogelijk moeten zijn en dienen te worden gevrijwaard van die geluiden welke niet bedoeld zijn om te worden opgenomen.

## 3 CONCLUSIES

### 3.1 *Bevindingen*

- 1 De bemanningsleden beschikten over de juiste papieren en waren bevoegd om in overeenstemming met de bestaande regelgeving de vlucht uit te voeren.
- 2 Er is uit onderzoek niet gebleken dat het handelen van de bemanning heeft bijgedragen aan het ontstaan van het ernstige incident.
- 3 De onderhoudsdocumenten lieten zien dat het vliegtuig was uitgerust en onderhouden in overeenstemming met de bestaande regelgeving.
- 4 Volgens de door het onderhoudsbedrijf aangedragen documenten was aan de uitvoering van de Service Bulletins en Airworthiness Directives met betrekking tot het inlaat adapterstuk (bellmouth en adapter ring) voldaan.
- 5 Op basis van alle beschikbare vastgelegde motorparameters kan worden geconcludeerd dat voorafgaand aan het ernstige incident motor # 2 in een luchtwaardige staat verkeerde.
- 6 Er werden geen bestaande scheurtjes of onregelmatigheden in de fanbladmaterialen aangetroffen. Alle gesepareerde fanbladen vertoonden tekenen van overbelasting.
- 7 Vlammen zoals waargenomen door de verkeersleiding waren het gevolg van surge in de compressor ontstaan door naar binnen gezogen materiaal.
- 8 De gesepareerde fanbladen vertoonden FOD.
- 9 Het is zeer onaannemelijk dat FOD is ontstaan als gevolg van in de motor gezogen ijs. Een vogelaanvaring in de motor wordt uitgesloten.
- 10 Een loszittende steun van de bellmouth maakte dat de bellmouth niet optimaal gemonteerd zat.
- 11 Uit de historie van motor # 2 van de DC-10 bleken mankementen aan de bellmouth die het gevolg waren van het incorrect afstellen of monteren.
- 12 Op de CVR bleek een continu storend geluid aanwezig. Dit had geen gevolgen voor het onderzoek, noch enig causaal effect.

### 3.2 *Oorzaken*

De motorstoring met separerende onderdelen is meest waarschijnlijk het gevolg van een niet vast gezette steun van de bellmouth, mogelijk veroorzaakt door onjuiste montage. Dit zette het verder kapotgaan en loskomen van de bellmouth in werking, met als gevolg dat dit onderdeel in de motor werd gezogen. Omdat de exacte oorzaak en gevolg niet konden worden gereproduceerd, werden andere scenario's nagelopen, maar die werden verworpen omdat die of zeer onaannemelijk waren, of konden worden uitgesloten.

## **4 VEILIGHEIDSAANBEVELINGEN**

Geen.

### *Historie van voorvallen van bellmouth en adapter ring*

De vliegtuigfabrikant gaf te kennen dat in de historie van dit type vliegtuig verscheidene Service Bulletins, revisies en Airworthiness Directives in de jaren '70 en '90 werden gepubliceerd, die verband hielden met problemen met de bellmouth en de adapter ring. De voornaamste problemen waren scheurtjes in de bevestigingen (steunen) van de bellmouth en de adapter ring, of kapotte bevestigingen. Andere voorbeelden waren te korte bevestigingsbouten waarmee de bellmouth aan de motor werd vastgezet, abnormale slijtage aan een pen voor de positionering van de bellmouth bij de montage en talrijke gevallen van loszittende of ontbrekende stukken van de afdichting tussen de bellmouth en de motor. In de analyse van SB 71-154 (18 januari 1991) komt naar voren dat een bellmouth paneel van de fancase van motor # 2 loskwam als gevolg van een afgebroken fanblad.

De vliegtuigfabrikant liet weten dat vanaf 1972 zes voorvallen werden gemeld die verband hielden met mankementen aan bellmouth en adapter ring en als repons werden SB 71-73, 71-75 en 71-76 uitgebracht. In dit verband werd door de FAA AD 75-12-03 gepubliceerd. Aanvullend werd door de vliegtuigfabrikant het onderhoudsboek van de DC-10 herzien om nadere informatie op te nemen betreffende montage-instructies van de bellmouth en de adapter ring. Volgens de afdeling engineering van de vliegtuigfabrikant verhinderde het niet correct afstellen van de bellmouth en adapter ring dat gedurende normale operaties de twee onderdelen ten opzichte van elkaar normaal konden bewegen. Voortzetten van de operaties in deze situatie resulteerde uiteindelijk in het kapotgaan van de verbinding tussen de steunen en het honingraadmateriaal. Bij geen van de bovengenoemde voorvallen werd zoveel materiaal naar binnen gezogen dat een motorstoring met separerende onderdelen zich voordeed. Drie van deze voorvallen veroorzaakten aanzienlijke schade aan de motor, met als gevolg vibraties in de motor, compressor stalls of schade aan de door bellmouth constructie ondersteunde hydraulische leidingen.

De vliegtuigfabrikant werd verzocht om die omstandigheden aan te geven, in het bijzonder als dat kon worden onderbouwd met eerdere voorvallen, die zouden kunnen leiden tot het kapotgaan van de bellmouth. Dit gold voor zowel een normaal functionerende motor als voor een motor met storingen, vooral als die gepaard gaan met surge conditions of heftige vibraties. Volgens de vliegtuigfabrikant is het bekend dat de volgende omstandigheden mankementen aan de bellmouth en adapter ring zouden kunnen veroorzaken:

- niet correct uitgevoerde reparaties aan de bellmouth/adapter ring constructie;
- het naar binnen zuigen van ijs afkomstig van de luchtinlaat van motor # 2 door opeenhoping van sneeuw en ijs onder winterse omstandigheden, en vogelaanvaringen;
- niet correct monteren en afstellen van de bellmouth en de adapter ring;
- niet repareren van buitensporige bellmouth/adapter ring delaminatie.

De vliegtuigfabrikant legde vervolgens uit dat ervaring tijdens gebruik heeft laten zien dat een ernstige motorstoring met separerende onderdelen de inlaat en bellmouth constructies vernielt. Tot op heden hebben voorvallen met surge conditions in de motor niet geleid tot ernstige schade aan de bellmouth en adapter ring. Bij een heftige vibratie als gevolg van een afgebroken fanblad bij veel motorvermogen zal de bellmouth/adapter

ring constructies worden beschadigd door de inslag van brokstukken van het fanblad, niet door de vibraties zelf.

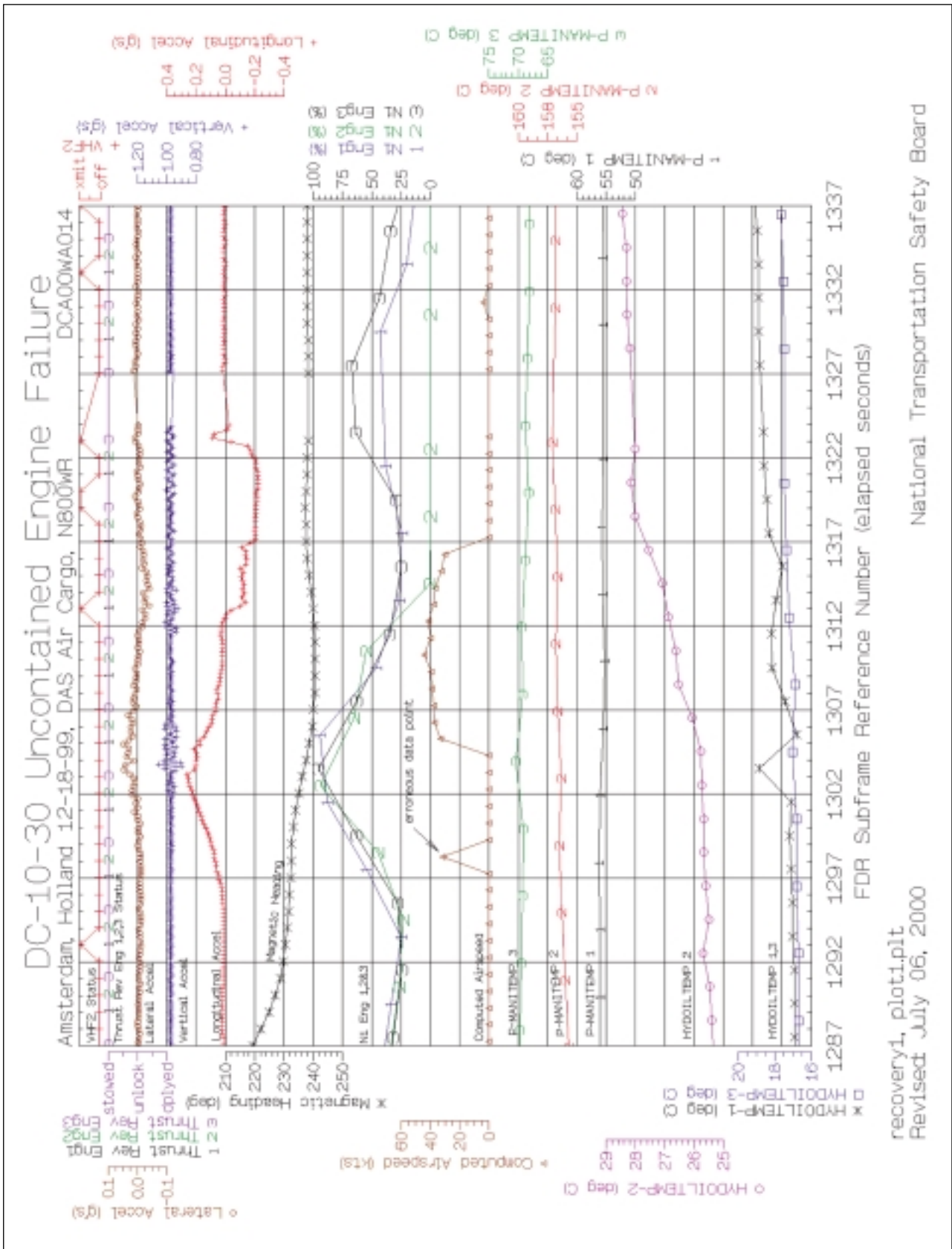
Indien de adapter ring constructie niet correct is gemonteerd kan dit leiden tot het kapotgaan van onderdelen. Er zijn voor de afdichtingen met rond profiel controles (bulb seal compression checks) vastgelegd in het AMM van de DC-10 om dit soort voorvallen te voorkomen. Talrijke incidenten met secundaire schade aan bellmouth/adapter ring hebben zich voorgedaan als gevolg van FOD, afgebroken fanbladen of FOD ten gevolge van ijs (ice FOD).

De van de vliegtuigfabrikant ontvangen betreffende SB-nummers voor motor # 2 waren:

SB-nummer	Datum	Omschrijving
71-23	01-03-73	Motorkap – Modifieren luchtinlaat adapter
71-51	02-08-74	Motorkap – Vervangen delen afdichting tussen bellmouth en motor
71-56	08-11-74	Motorkap – Vervangen pen t.b.v montage van de bellmouth
71-67	28-04-75	Motorkap – Vervangen bevestigingsbouten bellmouth aan motor
71-73	15-07-75	Motorkap – Inspecteren/modificeren luchtinlaat adapter
71-73Rev.	01-05-90	Motorkap – Inspecteren/modificeren luchtinlaat adapter
71-75	16-05-75	Motorkap – Inspecteren/repareren inlaat adapterstuk
71-76	02-02-76	Motorkap – Installeer 6 extra bevestigingen voor de bellmouth constructie
71-154	18-01-91	Brandafdichtingen – Vervangen 2 afschermingen brandstofleiding

# BIJLAGE B

## Data plot van de vluchtregistratieapparatuur



Figuur: Dataplot van de vluchtregistratieapparatuur

## BIJLAGE C

[in het Engels]

### *Laboratory visual examination*

Fan blade numbers 14 and 13 suffered severe leading edge damage. Blade 13 exhibited two massive cut outs between the root and the mid-span shroud while blade 14 showed numerous smaller cuts more divided over its length. Also blades numbers 9 and 8 had massive leading edge damage, including cuts and tears.

From blades 12, 11, and 10 parts separated from the inner airfoil. In figure 1 the remaining parts of fan blade 12 are shown. Based on the fact that none of the scouring seen on the separated inner airfoil crossed the fracture, it appears that this occurred after separation.



Figure 1: Inner airfoil and recovered parts of fan blade 12

As shown in figure 2 the fracture appears to have initiated in tensile overload just aft of the leading edge cut-out in the vicinity of the arrow. The ligament fracture has twisted relative to the remainder of the fracture, consistent with what might be expected with a leading edge foreign object damage (FOD) impact tear. The inner airfoil seems to exhibit normal straightness without evidence of bending deformation.

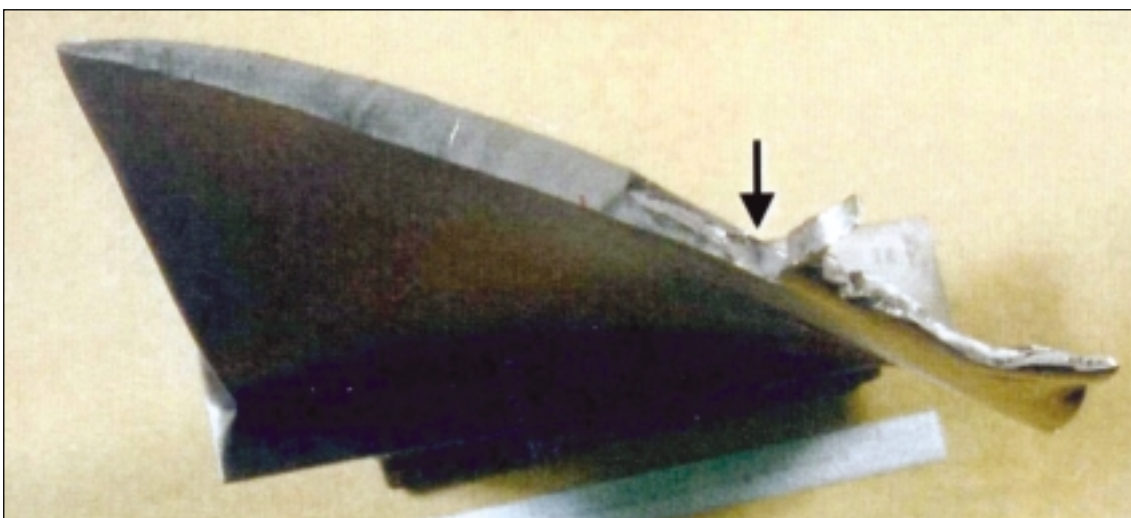


Figure 2: Inner airfoil fracture surface of fan blade 12



In figure 3 the fracture of the mid-span shroud location of the inner liberated airfoil piece appears to have progressed in bending overload, consistent with the extensive plastic deformation seen on this location. Both fractures of the inner and outer airfoil side of the mid-span shroud show a bending overload mode and also a shear lip on the inner airfoil side.

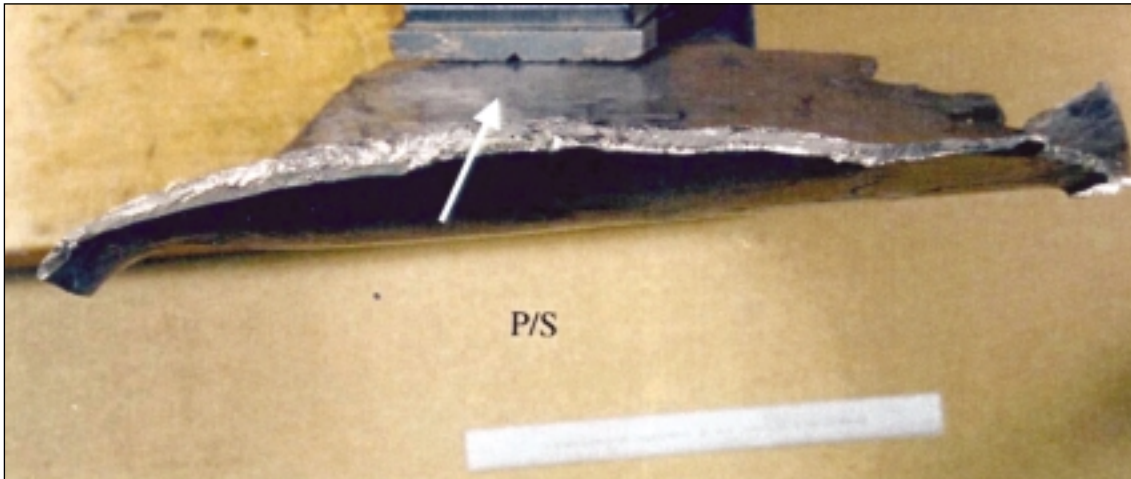


Figure 3: Inner liberated airfoil fracture of fan blade 12

In contradiction to inner airfoil of fan blade 12, the inner airfoils from fan blades 11 and 10 (see figures 4 and 5) exhibit bending deformation. A significant bending deformation of the inner airfoil of blade 11 is noted from the pressure side (P/S) to the suction side (S/S).

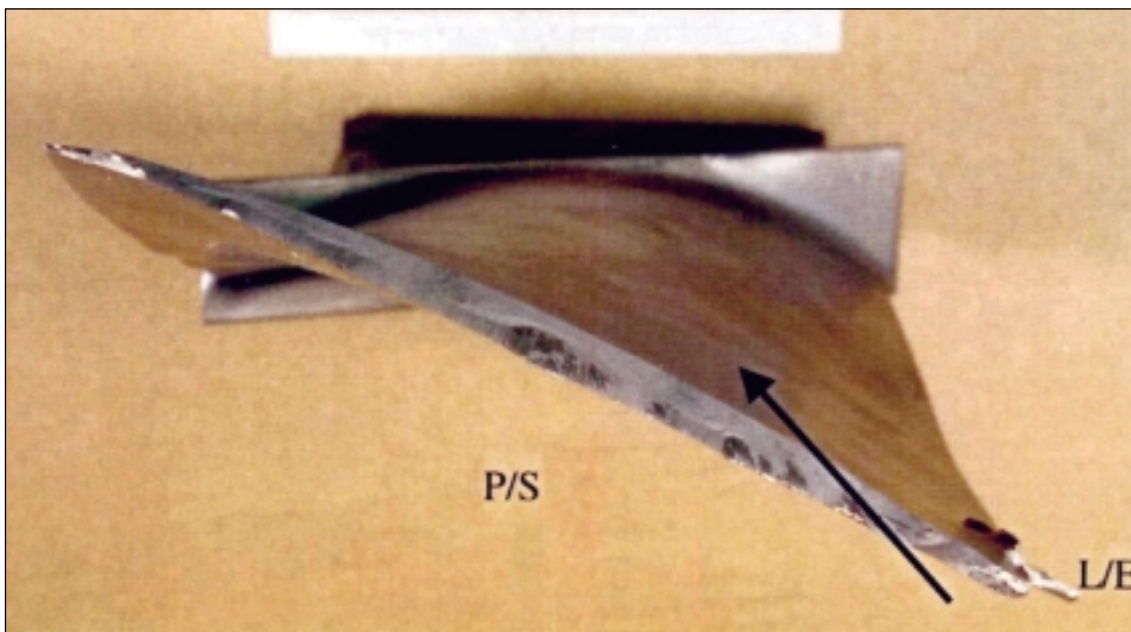


Figure 4: Inner airfoil fracture surface of fan blade 11

The blade 10 inner airfoil shows severe leading edge (L/E) distortion at and near the airfoil fracture. The fracture initiates at the leading edge tear and propagates in tensile overload to area B (see figure 5), where it changes to a 45 degrees shear for the remainder of the fracture. The outer airfoil fracture on the separated fan blade part which was found in the right inboard elevator, initiates in tensile overload at a massive

leading edge tear and propagates in a significant bending deformation (from P/S to S/S) to the trailing edge of the airfoil.



Figure 5: Inner airfoil fracture surface of fan blade 10

All examined mid-span shrouds showed significant shingling damage, except for the mid-span shroud of blade 13 which mates with blade 12.

The bellmouth frame material showed a spectrum to be typical for 321 stainless steel. The sheet material was of a 300 stainless steel series origin. Accordingly the nut plate threads and the bare nut plate in the bellmouth frame were also analysed as likely a Cadmium plated low alloy steel and a Carbon steel. The bellmouth axial flange attachment bolt appeared to be an alloy steel. This seems to correspond with what is prescribed in the aircraft maintenance manual.





**Motorstoring tijdens de start, waarbij losgeraakte  
onderdelen naar buiten zijn geslingerd**

*Continental Airlines Boeing McDonnell Douglas  
DC-10-30, registratie N15069, op Amsterdam  
Airport Schiphol op 7 september 2000.*

*Den Haag, september 2002, onderzoeksnummer 2000125*

# INHOUD

<b>KORTE SAMENVATTING</b>	<b>48</b>
<b>VEILIGHEIDSAANBEVELINGEN</b>	<b>48</b>
<b>AFKORTINGEN</b>	<b>49</b>
<b>1 FEITELIJKE INFORMATIE</b>	<b>50</b>
1.1 <i>Verloop van de vlucht</i>	51
1.2 <i>Positie van de motoren</i>	52
1.3 <i>De General Electric CF6-50 motor</i>	52
1.3.1 <i>Algemene beschrijving en werking van de motor</i>	52
1.3.2 <i>Beschrijving van de uitlaatschoepen in de tweede trap van de lagedrukturbine</i>	53
1.4 <i>Achtergronden van de borgingen in de lagedrukturbine</i>	55
1.4.1 <i>De ontwerpgeschiedenis van de borgingen in de lagedrukturbine</i>	55
1.4.2 <i>Achtergronden van het bezwijken van de borgingen in de lagedrukturbine</i>	55
1.5 <i>Schade aan de defect geraakte motor</i>	57
1.5.1 <i>De voornaamste interne schade</i>	57
1.5.2 <i>Schade aan de borging van de statorschoepen in de lagedrukturbine</i>	58
1.5.3 <i>Het onderzoek in de motorrevisiewerkplaats naar de borgingen uit de lagedrukturbine</i>	59
1.5.4 <i>Het metallurgisch onderzoek van de borgingen uit de lagedrukturbine</i>	59
1.5.5 <i>De onderhoudsgeschiedenis van de borgingen in de lagedrukturbine</i>	60
1.6 <i>Reacties op het bezwijken van de borgingen in de lagedrukturbine</i>	61
1.6.1 <i>Reacties tot de incidenten van september 2000</i>	62
1.6.2 <i>Reacties na de incidenten van september 2000</i>	62
1.6.3 <i>Het nieuwe ontwerp van de borging in de lagedrukturbine</i>	64
<b>2 ANALYSE</b>	<b>65</b>
2.1 <i>De storing van motor 455-431 versus overeenkomstige voorvallen</i>	65
2.2 <i>De wijze waarop de storing kon ontstaan</i>	65
2.3 <i>Continental Airlines</i>	66
2.4 <i>De respons op de storingen</i>	67

2.4.1	<i>Beoordeling van het bedrijfsrisico en korte termijn acties</i>	67
2.4.2	<i>De nieuw ontworpen borging voor lagedrukturbines</i>	67
<b>3</b>	<b>CONCLUSIES</b>	<b>68</b>
<b>4</b>	<b>VEILIGHEIDSAANBEVELINGEN</b>	<b>69</b>
	<b>BIJLAGE</b>	<b>70</b>
A	Synoptical list of AOW's, ASB, SB and AD's [in het Engels]	70

## **KORTE SAMENVATTING**

Op 7 september 2000 tijdens de start van Continental Airlines vlucht CO 071, uitgevoerd met een McDonnell Douglas DC-10-30 vanaf Amsterdam Airport Schiphol, deed zich een storing voor van de linkermotor. Als gevolg daarvan werd de start afgebroken bij een snelheid van ongeveer 60 knopen.

Onderzoek heeft uitgewezen dat de borging van de statorschoepen in de lagedrukturbine van de betrokken motor door vermoeiingsbelasting was bezweken. Het bezwijken van de borging leidde ertoe dat de krans van statorschoepen is gaan roteren, waardoor de kranssegmenten zichzelf door de turbinekast en motorbeplating heen konden snijden. Als gevolg daarvan werden hete onderdelen van de turbine in radiale richting uit de motor geslingerd. Wanneer dergelijke onderdelen de romp of de brandstoftanks binnendringen, kan dit een groot veiligheidsrisico met zich meebrengen. In het onderhavige geval bleef de schade, los van het volledig verloren gaan van de motor zelf, beperkt tot geringe schade aan de ophanging van de motor.

Dit ernstige incident stond niet op zichzelf. Voorafgaand aan het hier besproken voorval deden zich wereldwijd twee overeenkomstige incidenten voor, waarbij motoronderdelen naar buiten werden geslingerd. Daarnaast vond in februari 2001 nog een vergelijkbare motorstoring plaats. Er kon worden vastgesteld dat al deze gevallen zijn veroorzaakt door tekortkomingen in het ontwerp van de borging voor de turbineschoepen.

## **VEILIGHEIDSAANBEVELINGEN**

De motorfabrikant, General Electric, wordt aanbevolen een verbeterd type borging voor de statorschoepen in de lagedrukturbine van de betreffende CF6-50 motoren te ontwikkelen, dat voldoende bestand is tegen vermoeiingsbelasting.

Opmerking:

Gedurende dit onderzoek heeft General Electric een nieuw type borging voor de statorschoepen geïntroduceerd. Bovendien is het aantal toegepaste borgingen per motor verdubbeld. Sinds de implementatie van deze maatregelen hebben zich geen incidenten met betrekking tot losgeslingerde segmenten van de statorschoepen in de lagedrukturbine meer voorgedaan.



## AFKORTINGEN

AD	Airworthiness Directive	luchtwaardigheidsaanwijzing
AMM	aircraft maintenance manual	vliegtuigonderhoudsboek
AMS	american material specification	
AOW	all operators wire	bericht voor alle operators
ASB	Alert Service Bulletin	
CAA	Civil Aviation Authority	
CSN	cycles since new	aantal cycli sinds nieuw
CSSV	cycles since last shop visit	aantal cycli sinds de laatste onderhoudsbeurt
FAA	Federal Aviation Administration	
FCD	fleet campaign directive	directive voor de vloot
FPI	fluid penetrant inspection	vloeistof penetratie inspectie
GE	General Electric	
GEAE	General Electric Aircraft Engines	
HPC	high pressure compressor	hogedrukcompressor
HPT	high pressure turbine	hogedrukturbine
lbs	pounds	ponden [1 lbs = 0,4545 kg]
LCF	low cycle fatigue	materiaalvermoeiing als gevolg van een relatief klein aantal cyclische belastingen
LPC	low pressure compressor	lagedrukcompressor
LPT	low pressure turbine	lagedrukturbine
N1	fan rotor blade speed (%)	toerental van de fanrotor (in %)
NTSB	National Transportation Safety Board	
RvTV	Dutch Transport Safety Board	Raad voor de Transportveiligheid
SB	Service Bulletin	
SM	shop manual	(onderhouds)werkplaatshandboek
SPLCF	sustained peak low cycle fatigue	als LCF, maar in combinatie met aanhoudend effect van kruip
TR	temporary revision	tijdelijke revisie
TSN	time since new	tijd sinds nieuw
TSSV	time since shop visit	tijd sinds laatste onderhoudsbeurt
USI	ultrasonic inspection	ultrasone inspectie
UTC	co-ordinated universal time	gecoördineerde wereldtijd
V1	take-off decision speed	beslissingssnelheid tijdens startfase

## 1 FEITELIJKE INFORMATIE

Het onderzoek werd uitgevoerd door de Raad voor de Transportveiligheid. De Amerikaanse National Transportation Safety Board voerde een soortgelijk onderzoek uit waarbij losgeraakte onderdelen buiten de motor waren geslingerd, dat twee dagen eerder had plaatsgevonden. Omdat de beide incidenten een gemeenschappelijke oorzaak leken te hebben, werd besloten de beide onderzoeken te combineren. Beide motoren werden vervoerd naar de motorrevisiewerkplaats van GE Caledonian in Prestwick, Schotland, Verenigd Koninkrijk.

De ontmanteling van de motor werd ondersteund en verzorgd door GE Caledonian. Door GEAE, Continental Airlines en de FAA werd speciale ondersteuning gegeven. De CAA observeerde het onderzoek.

Plaats: Amsterdam Airport Schiphol, baan 01L

Datum en tijd: 7 September 2000, tijd 11:45<sup>14</sup>

Vliegtuigtype: Boeing McDonnell-Douglas DC-10-30, geregistreerd als N15069  
Het vliegtuig werd licht beschadigd in de motorophanging.

Motor: General Electric CF-6-50 turbofan, high bypass ratio, 50.000 lbs Thrust Class, serienummer 455-431  
De motor was ernstig beschadigd in de lagedrukturbinesectie.

TSN/CSN: 79.677 uur/17.010 cycli  
TSSV/CSSV: 12.704 uur/ 1.837 cycli

De laatste onderhoudsbeurt was in Februari 1996 bij  
GE Caledonian, Prestwick, Scotland

Operator: Continental Airlines

Cockpitbemanning: 3, geen gewonden

Cabinepersoneel: 10, geen gewonden

Passagiers: 230, geen gewonden

Soort vlucht: passagierslijnvlicht

Fase van de vlucht: start

Soort voorval: motorstoring waarbij losgeraakte onderdelen naar buiten zijn geslingerd

<sup>14</sup> Alle genoemde tijden zijn UTC (Lokale tijd – 1 uur)

## 1.1 *Verloop van de vlucht*

Om 11:19 uur op 7 september 2000 verliet Continental Airlines vlucht CO 071, uitgevoerd door een Boeing McDonnell-Douglas DC-10-30 met registratie N15069, de vertrekpier voor een reguliere passagiersvlucht van Amsterdam Airport Schiphol naar Newark, New Jersey. Om ongeveer 11:45 begon het vliegtuig aan de aanloop voor de start vanaf baan 01L. Toen de motoren bijna waren gestabiliseerd op het vereiste startvermogen, verscheen in de cockpit een waarschuwing dat zich een motorstoring had voorgedaan. Op dat moment hoorde de bemanning bovendien een afwijkend ploppend geluid. Zowel het door de gezagvoerder ingediende rapport als de gegevens van de recorder voor vluchtgegevens geven aan dat de start bij een snelheid van ongeveer 60 knopen werd afgebroken.

Het vliegtuig verliet de startbaan en bleef vervolgens op een taxibaan staan. De verkeersleiding rapporteerde aan de bemanning dat er brokstukken van het vliegtuig op de startbaan lagen en dat rook, afkomstig van de omgeving rond het linker landingsgestel, werd waargenomen. Het vliegtuig bleef stilstaan om de remmen te laten afkoelen. De motoren werden afgezet. Toen de brandweer en de luchthaven autoriteiten bij het vliegtuig aankwamen, ontdekten zij een gat aan de linkerzijde van de linkermotor. Het vliegtuig werd naar de pier gesleept waar het om 12:35 arriveerde om de passagiers uit te kunnen laten stappen.

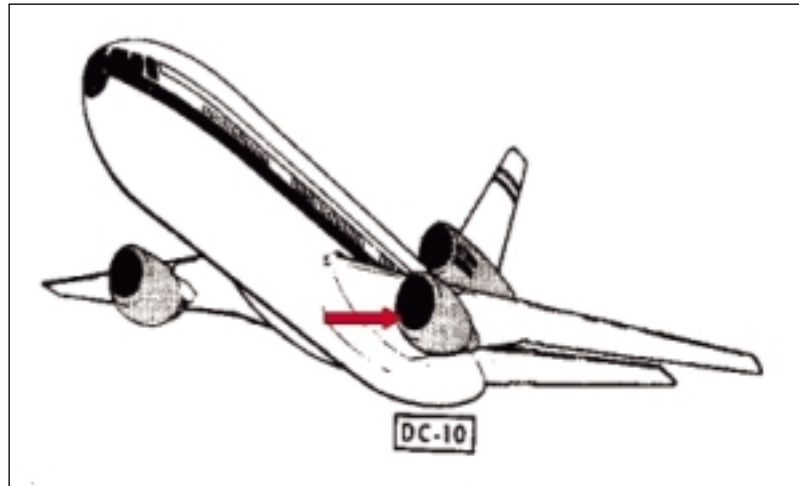
Een eerste inspectie wees uit dat het gat in de motor zich ter hoogte van de lagedrukturbine bevond, zie figuur 6. Het merendeel van de gevonden brokstukken kon worden geïdentificeerd als segmenten van de statorschoepen uit de tweede trap van de lagedrukturbine.



Figuur 6: Gat in de motorbehuizing veroorzaakt door weggeslingerde statorschoepsegmenten uit de tweede trap van de lagedrukturbine.

## 1.2 Positie van de motoren

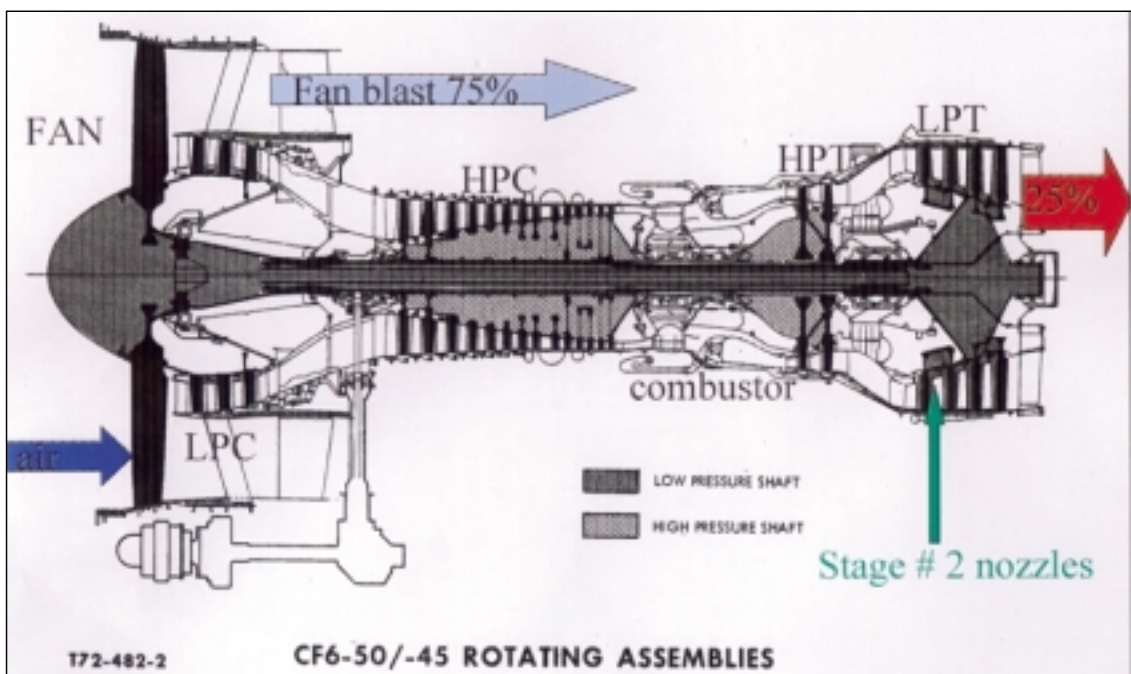
De DC-10-30 is uitgerust met drie motoren: één onder elke vleugel en één motor in het verticale staartgedeelte, zie figuur 7. De rode pijl geeft de positie van de motor aan die in het onderhavige incident defect is geraakt.



Figuur 7: Positie van de motoren op de DC-10-30. De rode pijl geeft de motor aan die in dit incident defect is geraakt.

## 1.3 De General Electric CF6-50 motor

### 1.3.1 Algemene beschrijving en werking van de motor



Figuur 8: Dwarsdoorsnede van de belangrijkste secties van de CF6-50 motor. De groene pijl duidt de plaats aan waar de lagedrukturbine is bezweken.

Figuur 8 illustreert de belangrijkste secties van de CF6-50 gasturbine motor. De CF6-50 motor bevat een tweetal rotorsecties en levert, uitgedrukt in Engelse ponden, ongeveer 50.000 lbs stuwkracht (1 lbs = 4,45 Newton). Buitenlucht stroomt via de motorinlaat naar binnen en passeert vervolgens de fansectie (zie “FAN” in figuur 8). De meeste lucht verlaat de motor weer via de fanuitlaat (zie “Fan blast” in figuur 8). Deze “fan blast” levert ongeveer 75% van de totale stuwkracht. Het kerngedeelte van de motor produceert de resterende 25%.

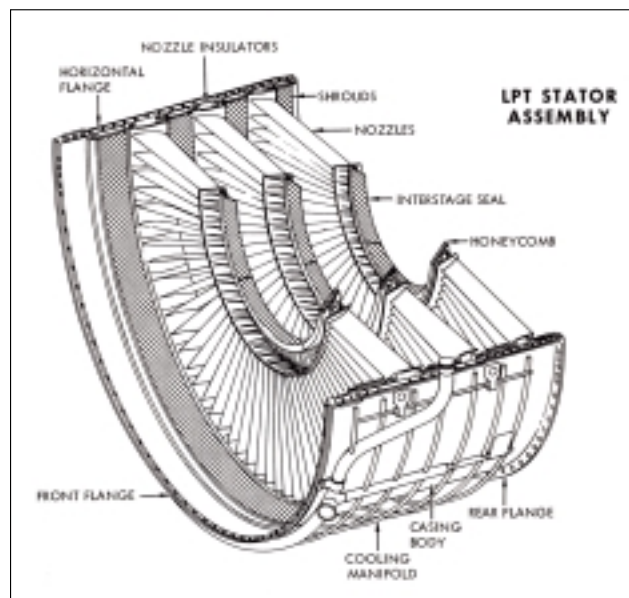
Nadat de lucht, die door het kerngedeelte van de motor stroomt, de fanrotor is gepasseerd, vindt verdere drukverhoging plaats door de resterende drie trappen<sup>15</sup> van de lagedruk-compressor (LPC) en vervolgens door de veertien trappen van de hogedrukcompressor (HPC). Daarna wordt de gecomprimeerde lucht in de verbrandingskamer met brandstof vermengd. Na ontsteking van het aldus ontstane mengsel, stromen de verbrandingsgassen eerst via de twee trappen van de hogedrukturbine (HPT) naar de vier trappen van de lagedrukturbine (LPT). De beide turbines onttrekken energie aan de hete gassen en drijven zodoende de beide compressoren en de fanrotor aan.

De lagedrukturbine drijft de fanrotor en de lagedrukcompressor aan via de “low pressure shaft”, terwijl de hogedrukturbine de hogedrukcompressor aandrijft via de “high pressure shaft”, zoals getoond in figuur 8.

### 1.3.2 Beschrijving van de uitlaatschoepen in de tweede trap van de lagedrukturbine

#### *De tweede trap van de lagedrukturbine*

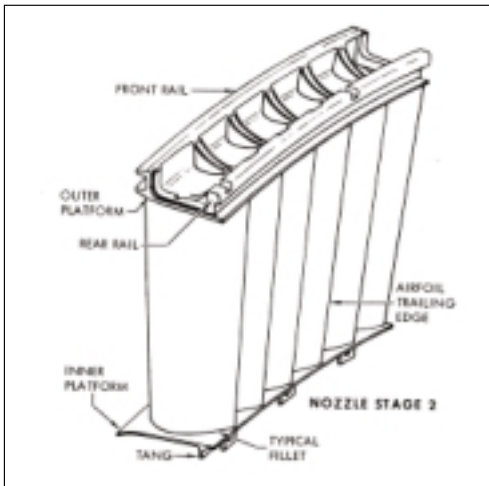
Voor een beter begrip van de wijze waarop de uitlaatschoepen van de tweede trap in de turbine zijn gemonteerd, zijn enkele gedetailleerde tekeningen opgenomen, zie de figuren 9 en 10.



Figuur 9: Opengewerkt aanzicht van het statorgedeelte van de lagedrukturbine (het rotorgedeelte is bewust weggelaten). De figuur toont respectievelijk de uitlaatschoepen van de tweede trap (links), de derde trap (midden) en de vierde trap (rechts).

<sup>15</sup> Trap: een combinatie van een krans stator- en rotorschoppen, waarbinnen lucht wordt gecomprimeerd (zoals in de LPC en HPC) of waarbinnen de verbrandingsgassen expanderen (zoals in de HPT en LPT).

Figuur 5 toont een statorsegment van de tweede trap van de lagedrukturbine, dat bestaat uit zes uitlaatschoepen. De tweede trap van de lagedrukturbine bevat in totaal 16 van deze segmenten die in een krans van 360 graden zijn gemonteerd. De functie van de uitlaatschoepen is de stroom van de verbrandingsgassen zo om te buigen dat deze met de juiste relatieve snelheid en hoek de volgende rotorbladen van de turbine raakt.



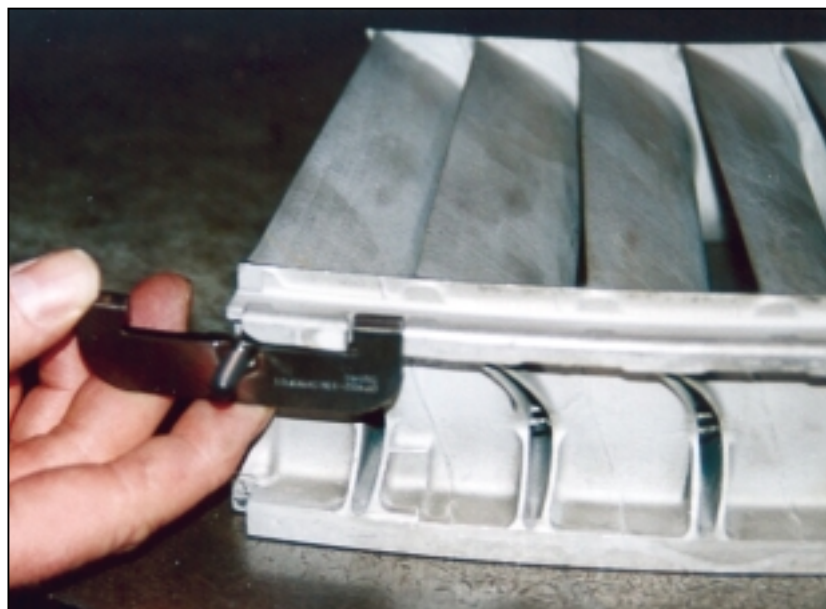
Figuur 10: Statorsegment uit de tweede trap van de lagedrukturbine

De 16 statorsegmenten zijn vast verbonden met de turbinekast, zoals getoond in figuur 9. Om de segmenten te monteren, worden zij met behulp van een messing en groef constructie in een profiel geschoven dat in het inwendige van de turbinekast is aangebracht. De statorsegmenten worden rondom vastgezet met borgingen, zie de beschrijving hieronder. De toegepaste borging voor de tweede trap van de lagedrukturbine is identiek aan het type borging voor de derde en vierde trap.

#### *Borging van de uitlaatschoepen in de tweede trap van de lagedrukturbine*

In totaal zijn acht borgingen aangebracht om te voorkomen dat de zestien statorsegmenten gaan roteren, onder invloed van de aërodynamische belasting waaraan de gehele statorsectie van de tweede trap is blootgesteld.

De gebruikte borging omvat twee armen die de twee naast elkaar liggende statorsegmenten aan de binnenzijde van de turbinekast met elkaar verbinden, zie figuur 11. Het uitstekende tapeinde van de borging valt in een gat dat in de turbinekast is geboord en wordt aan de buitenzijde met behulp van een verzilverde zelfborgende moer vastgezet.



Figuur 11: Montage van de borging voor de statorsegmenten

## *1.4 Achtergronden van de borgingen in de lagedrukturbine*

### *1.4.1 De ontwerpgeschiedenis van de borgingen in de lagedrukturbine*

In 1993 had de motorfabrikant GEAE het voornemen de materiaaldikte van de borging te vergroten ter voorkoming van scheuren en breuk van dit onderdeel. Hiertoe werd op 4 mei 1993 een Service Bulletin (SB 72-1065) uitgegeven. SB 72-1065 gaf aan dat de borgingen, zoals destijds toegepast, vervangen moesten worden.

Echter, op 30 maart 1994 werd een nieuw Service Bulletin (SB72-1082) van kracht dat de invoering van de nieuwe borgingen herriep omdat GEAE had vastgesteld dat de nieuwe afmeting van het tapeinde van de borging zich niet verdroeg met andere motoronderdelen. Bulletin SB72-1082 introduceerde daarom een herzien ontwerp van de borging waarbij men terugkeerde naar de originele diameter van het tapeinde. Daarbij werd de grotere materiaaldikte van het resterende deel van de borging gehandhaafd. Bovendien veranderde de toegepaste metaallegering: in plaats van Rene 41 metaal werd nu gesmeed Waspalloy metaal gebruikt. In vergelijking met Rene 41 bood de Waspalloy legering een grotere treksterkte en een grotere weerstand tegen vermoeiingsbelasting (LCF: laag cyclische belastingen).

Dit nieuwe type borging, met onderdeelnummer 1862M55P01, vereiste geen aanpassingen van de lagedrukturbinekast, dit in tegenstelling tot het aanvankelijke ontwerp volgens Service Bulletin SB 72-1065. De borgingen van de uitlaatschoepen in de tweede trap van de lagedrukturbine, die bij dit ernstige incident zijn bezweken, waren van het nieuwe type met bovenvermeld onderdeelnummer.

Continental Airlines was een van de eerste luchtvaartmaatschappijen die de nieuwe borgingen op hun CF6-50 motoren had toegepast op basis van GE Service Bulletin 72-1082.

### *1.4.2 Achtergronden van het bezwijken van de borgingen in de lagedrukturbine*

Vier eerdere gevallen van het bezwijken van de borgingen met onderdeelnummer 1862M55P01 waren gemeld voordat dit ernstige incident zich voordeed. Twee meldingen werden gedaan toen bezweken borgingen werden ontdekt tijdens reguliere onderhoudsinspecties. De andere twee meldingen (April en September 2000) waren het resultaat van twee onderzochte motorstoringen waarbij losgeraakte onderdelen naar buiten waren geslingerd (uncontained engine failures) zijnde twee ernstige incidenten veroorzaakt door bezwijken van de borgingen van de tweede trap van de lagedrukturbine. Een andere uncontained engine failure (het vierde ernstige incident inclusief het "Amsterdam" ernstige incident) vond plaats in Februari 2001.

#### *De onderhoudsinspectie in januari 1999*

Tijdens een inspectie door de luchtvaartmaatschappij Air HongKong van een aan het vliegtuig gemonteerde motor, werd een defecte borging ontdekt. Om de vereiste reparaties uit te kunnen voeren, werd de motor gedemonteerd. Tijdens de reparatie in de motorrevisiewerkplaats kwam aan het licht dat alle borgingen van de uitlaatschoepen in de tweede trap van de lagedrukturbine bezweken waren. De volledige krans van schoepsegmenten bleek over een hoek van 120 graden gedraaid te zijn, maar was nog steeds intact.

#### *De onderhoudsinspectie in december 1999*

Toen Continental Airlines een inspectie op de motor van een van haar vliegtuigen uitvoerde werd een defecte borging gevonden. Tijdens reparaties in de motorrevisiewerkplaats bleek dat twee borgingen uit de vierde trap van de lagedrukturbine waren bezweken. Er werd geen vervolgschade aan de motor gerapporteerd.

Naar aanleiding van de hierboven genoemde inspecties kon worden vastgesteld dat de onderzochte borgingen interkristallijn, dat wil zeggen langs de kristalgrenzen, waren gebroken. Volgens de metallurgische rapporten van GEAE was geen sprake van aanvullende tekortkomingen.

#### *Het ernstige incident dat op 25 april 2000 plaatsvond*

Tijdens de aanloop voor de start van een passagiersvlucht van Continental Airlines hoorde de bemanning een luide knal tijdens of kort na het bereiken van de beslissingsnelheid. De betreffende vlucht vertrok van Newark, New Jersey, had als bestemming Brussel en werd uitgevoerd met een DC-10-30, uitgerust met drie CF6-50 motoren. De start werd voortgezet waarop, zonder tussenkomst van de bemanning, het vermogen van motor #1 met 30% N1<sup>16</sup> terugliep. Echter, vanwege vibratie veroorzaakt door motor #3, schoof de bemanning de vermogenshendel terug om de trillingen te doen verminderen, hetgeen resulteerde in een verlies van ongeveer 25% N1. Motor #2, die in de staart is gemonteerd, was de enige motor die het vereiste vermogen tijdens de terugvlucht kon leveren. De bemanning slaagde erin een behouden landing uit te voeren op de luchthaven van vertrek.

Inspectie na afloop van de vlucht bracht aan het licht dat de linkervleugel beschadigd en op enkele plaatsen doorboord was. Hydraulische leidingen bleken te zijn geraakt en sporen van hydraulische olie werden aangetroffen. De rechter voorband van het linker hoofdonderstel was lekgeslagen. Het loopvlak van de naastliggende band had losgelaten. De rechtermotor (motor #3) vertoonde aanzienlijke schade, vooral rond de inlaat en de bladen van de fanrotor. Ook de fanbladen van de staartmotor (motor #2) waren beschadigd. Tevens werden schaafsporen in de inlaat aangetroffen. Alle segmenten van de uitlaatschoepen in de tweede trap van de lagedrukturbine waren uit de linkermotor (motor #1) geslingerd. De teruggevonden onderdelen van de borging, afkomstig uit de tweede trap van de lagedrukturbine, vertoonden breuklijnen langs de kristalgrenzen en sporen van oxidatie.

Dit ernstige incident is door de Amerikaanse NTSB onderzocht onder nummer NYC-00-FA-122.

#### *Het ernstige incident dat op 5 september 2000 plaatsvond*

Tijdens de start in Newark, New Jersey, van een passagiersvlucht van Continental Airlines met bestemming Brussel, uitgevoerd met een DC10-30 uitgerust met drie CF6-50 motoren, verminderde het vermogen van de staartmotor (motor #2) van 104% N1 naar 78% N1. Tegelijkertijd ging in de cockpit het waarschuwingslicht voor een motorstoring branden. Als gevolg daarvan brak de bemanning de start bij een snelheid van ongeveer 60 knopen af. De 14 bemanningsleden en de 230 passagiers bleven ongedeerd. Alle segmenten van de uitlaatschoepen uit de tweede trap van de lagedrukturbine bleken uit de motor geslingerd te zijn. De breukvlakken van de borgingen gaven aan dat deze onderdelen langs de kristalgrenzen waren bezweken, hetgeen overeenkomt met de (materiaal)spanningsbreuken.

---

<sup>16</sup> N1: Het toerental van de fanrotor, uitgedrukt in procenten.



De NTSB heeft de defecte motor (met serienummer 455-276) samen met de Schotse vestiging van de motorfabrikant General Electric in Prestwick onderzocht onder NTSB nummer NYC-00-IA-250. Dit onderzoek werd gecombineerd met het onderzoek van de RvTV betreffende de “Amsterdamse” motor met serienummer 455-431, die twee dagen later defect raakte.

#### *Het ernstige incident dat in februari 2001 plaatsvond*

Een Boeing 747-300 van Air France kreeg tijdens de landing in Point à Pitre, Guadeloupe te maken met een motorstoring. Daarbij sloegen segmenten van de uitlaatschoepen door de motorbehuizing naar buiten. Voor zover bekend ontstond er geen verdere schade aan het vliegtuig. Uit gevonden brokstukken van de borgingen kon worden afgeleid dat deze onderdelen interkristallijn waren bezweken als gevolg van (materiaal)spanningsbreuk of vermoeiing. Dit ernstige incident deed zich voor nadat diverse service bulletins en aanwijzingen voor de luchtwaardigheid waren uitgegeven teneinde nieuwe problemen met de borgingen in de lagedrukturbine te voorkomen (zie paragraaf 1.6).

Voor dit geval was de ultrasone inspectie nog niet uitgevoerd. Van het onderzoek aangaande dit ernstige incident zijn geen nadere referentienummers bekend.

### *1.5 Schade aan de defect geraakte motor*

Behoudens enige beperkte schade aan het hitteschild in de bevestigingsconstructie tussen motor en vleugel, bleef de schade aan de motor met nummer 455-431 beperkt tot de lagedrukturbine. De meeste schade aan de lagedrukturbine werd veroorzaakt omdat segmenten van de uitlaatschoepen uit de motor werden weggeslingerd. De groene pijl in figuur 8 duidt de locatie aan van de schoepsegmenten uit de tweede trap van de lagedrukturbine. Deze locatie komt overeen met het gat in de motorbehuizing zoals getoond in figuur 6.

#### *1.5.1 De voornaamste interne schade*

Onderzoek heeft uitgewezen dat elf schoepsegmenten de motor hadden verlaten. Daarvan werden er zeven teruggevonden op een afstand van ongeveer 60 meter vanaf de startbaan. Toen de motor in de motorrevisiewerkplaats te Prestwick werd gedemonteerd, bleken de vijf resterende segmenten in het onderste gedeelte van de lagedrukturbinekast vast te zitten.

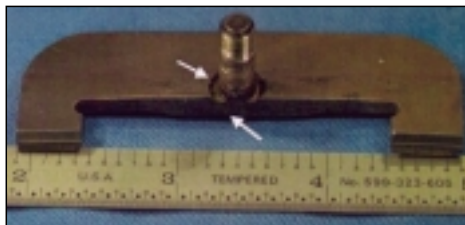
De kast van de lagedrukturbine was beschadigd en bezweken ter hoogte van het vlak van de uitlaatschoepen van de tweede lagedrukturbinetrap. Bovenin, tussen de posities van 11.00 en 13.00 uur, ontbrak een stuk van de turbinekast met een breedte van ongeveer 5 cm. Daarnaast was het koelingspruitstuk rond de lagedruksectie zwaar beschadigd. De voorste en achterste rand van respectievelijk de eerste en tweede rotor van de lagedrukturbine vertoonden eveneens schade. Op de stator- en rotorschoppen in de derde trap van de lagedrukturbine hadden zich metaaldeeltjes afgezet. Alle afdichtingen tussen de trappen van de lagedrukturbine en de binnenzijde van de turbinekast vertoonden groeven, slijtage- en inslagplekken.

Zoals getoond in figuur 6, bevatte de behuizing van de motor een gat van 94 bij 14 cm alsmede verscheidene inslagplekken en kleinere gaten. Een van de sluitingen van de centrale motorkap was gescheurd en verbogen, maar zat nog steeds vast. De overige sluitingen waren intact. Het onderste deel van beide helften van de centrale motorkap was vervormd, waardoor de kappen niet op de normale wijze konden worden geopend voor het uitvoeren van een eerste inspectie nadat het onderhavige incident zich had voorgedaan.

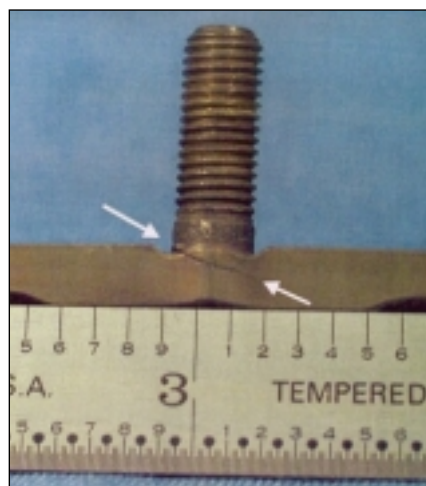
### 1.5.2 *Schade aan de borging van de statorschoepen in de lagedrukturbine*

Tijdens dit ernstige incident zijn alle borgingen van de statorschoepen in de tweede trap van de lagedrukturbine bezweken. Van twee complete en drie gebroken borgingen die werden teruggevonden bleek het tapeinde te zijn afgebroken. Eén afgebroken tapeinde werd compleet met moer aangetroffen. Dit deel is naar de motorfabrikant gezonden voor nader metallurgisch onderzoek.

Tijdens de ontmanteling van de motor in de motorrevisiewerkplaats bleek dat de borgingen in de derde en vierde trap van de lagedrukturbine normaal op hun plaats te zitten. Echter, bij een van de borgingen uit de derde trap werd een scheur aangetroffen op de plaats waar de U-vormige borging en het tapeinde samenkomen (zie de figuren 12 en 13). Deze gescheurde borging werd eveneens voor nader metallurgisch onderzoek opgestuurd (zie paragraaf 1.5.4).



Figuur 12: De onderzochte borging uit de derde trap van de lagedrukturbine



Figuur 13: De geconstateerde breuk in de borging uit de derde trap uit de lagedrukturbine

### *1.5.3 Het onderzoek in de motorrevisiewerkplaats naar de borgingen uit de lagedrukturbine*

Tijdens de ontmanteling van de motor werd de wijze waarop de borgingen in de derde en vierde trap waren gemonteerd geregistreerd en opgemeten. De montage van de tweedetrapsborgingen kon niet worden gedocumenteerd omdat deze niet meer in de lagedrukturbine aanwezig waren.

#### *De conditie van de borgingen*

De kleine spleet tussen de armen van de borgingen en het bevestigingsprofiel werd opgemeten. Deze spleten worden veroorzaakt door een zeer geringe verdraaiing van de borging wanneer de moer op het tapeinde wordt vastgezet. Daarnaast werd de torsiewaarde vastgesteld, benodigd om de borging te demonteren zonder daarbij gebruik te maken van smeermiddelen zoals kruipolie.

In het algemeen gaven de metingen normale waarden aan. Dit gold niet voor de torsiewaarde voor de demontage van borging nr. 10 uit de derde trap en borging nr. 7 uit de vierde trap, die veel lager dan gemiddeld was. Borging nr. 10 uit de derde trap vertoonde een met het blote oog zichtbare scheur, zie figuur 12 en 13. De borging uit de vierde trap bleek in goede conditie.

Nadat de borgingen waren verwijderd, werd de afmeting van de bevestigingsgaten in de turbinekast vastgesteld. Hiertoe werd de diameter in twee haaks op elkaar staande richtingen (axiaal en in omtreksrichting) opgemeten. Daarbij trof men geen afwijkingen aan. Aan de buitenzijde van de rechterarm en de binnenzijde van de linkerarm van de borgingen werden slijtageplekken waargenomen. Deze slijtagekenmerken komen overeen met de neiging van de borgingen om te verdraaien als gevolg van de belasting door de langsstromende verbrandingsgassen.

#### *Inspecties*

Na demontage werden de borgingen met behulp van ultrasone techniek onderzocht op scheurvorming, met name om na te gaan of het tapeinde overbelast kan worden tijdens montage of demontage. Alle borgingen doorstonden deze inspectie met uitzondering van borging nr. 10 uit de derde trap.

De ultrasone test onderbouwde tevens de betrouwbaarheid van dit type inspectie. Dit was van belang omdat inmiddels voorbereidingen waren getroffen voor een wereldwijde inspectie van alle borgingen zoals toegepast op de CF6-50 vloot, zie paragraaf 1.6.2. Daarnaast werden de resultaten van de ultrasone inspectie geverifieerd met behulp van een test waarbij alle borgingen op scheuren werden onderzocht met behulp van een penetrerende kleurstof. De uitkomsten van beide testmethoden kwamen met elkaar overeen.

### *1.5.4 Het metallurgisch onderzoek van de borgingen uit de lagedrukturbine*

#### *Het tapeinde van de borging uit de tweede turbinetrap*

Onderzoek bevestigde dat het tapeinde van Waspalloy legering was vervaardigd. Bij de schroefdraad en langs het cilindrische deel werd enige oppervlakte oxidatie waargenomen. Het tapeinde was langs de kristalgrenzen bezweken (interkristallijne breuk).

#### *De borging uit de derde turbinetrap*

Onderzoek bevestigde dat de borging van Waspalloy legering was vervaardigd. Het breukvlak was interkristallijn en geoxideerd. Er was geen sprake van schade door corrosie. Vlakbij de oorsprong van de scheur werd afzetting van zilverdeeltjes aangetroffen. Deze zilverdeeltjes waren afkomstig van de verzilverde moer waarmee het tapeinde van de borging werd vastgezet.

Wanneer Waspalloy materiaal als gevolg van vermoeiingsbelasting bij lage temperaturen bezwijkt, zal dit leiden tot een transkristallijne breuk. Bij hoge temperaturen vindt interkristallijne breuk plaats. Omdat Waspalloy een legering op nikkelbasis is, treedt vermoeiingsbelasting op bij temperaturen boven de 480 graden Celsius / 900 graden Fahrenheit. Indien in het materiaal constant spanningen aanwezig zijn, leidt dat tot interkristallijne breuken.

Volgens de motorfabrikant GEAE stonden de borgingen bloot aan zowel mechanische vermoeiingsbelasting als kruipbelasting. Zowel kruip- als vermoeiingsbelasting zijn een functie van de gebruiksduur van het betreffende onderdeel.

### *1.5.5. De onderhoudsgeschiedenis van de borgingen in de lagedrukturbine*

#### *De inspectie van de borgingen in de motorrevisiewerkplaats*

##### *Algemeen*

De aanvankelijke inspectiemethode in de motorrevisiewerkplaats vond plaats met een penetrerende kleurstof. De borgingen uit de lagedrukturbine werden opnieuw gebruikt wanneer deze methode geen scheurtjes aan het licht bracht en ook de slijtage limieten niet waren overschreden. Voor de gebruiksduur van borgingen bestond geen tijdsafhankelijke limiet. De borgingen konden opnieuw gebruikt worden totdat zij defect raakten of er zich onregelmatigheden voordeden bij een volgende inspectie.

##### *De motorrevisiewerkplaatsinspectie van de borgingen van motor 455-431*

Volgens opgave van Continental Airlines werden motoren voor nader onderzoek naar de motorrevisiewerkplaats gezonden wanneer de motorprestaties daar aanleiding toe gaven, wanneer bepaalde onderdelen hun maximale gebruiksduur hadden bereikt of wanneer sprake was van motorschade die niet gerepareerd kon worden aan het vliegtuig.

Gemiddeld kwamen de motoren van het type CF6-50 eens per 8.400 bedrijfsuren en 1.300 cycli voor inspectie in de motorrevisiewerkplaats. Deze cijfers zijn gebaseerd op gegevens van de Schotse vestiging van GE over de periode april 1999 tot augustus 2000. De borgingen werden niet bij ieder bezoek aan de motorrevisiewerkplaats gecontroleerd. Continental Airlines gaf aan dat de borgingen werden geïnspecteerd tijdens het eerste motorrevisiewerkplaatsbezoek dat volgde nadat de motor 4.000 cycli had bereikt sinds de laatste voorgeschreven revisie van het statorgedeelte van de lagedrukturbine. Bij deze gelegenheid werden de borgingen gedemonteerd voor nader onderzoek.

De betreffende documenten gaven aan dat de borgingen die waren gemonteerd in motor 455-431 voldeden aan de luchtwaardigheidsvereisten. In september 1995, toen de borgingen naar de motorrevisiewerkplaats werd verscheept, stonden deze op nul bedrijfsuren en cycli.

Eind februari 1996 werd motor 455-431 van een ander vliegtuig dan de N15069 verwijderd en verscheept naar de Schotse motorrevisiewerkplaats van GE. Eind mei

werd de motor goedgekeurd en opnieuw in bedrijf gesteld. Daarbij waren de destijds nieuw geïntroduceerde borgingen (met onderdeelnummer 1862M55P01) gemonteerd. Toen de borgingen bezweken, had motor 455-431 12.704 bedrijfsuren en 1.837 cycli geopereerd sinds dit laatste bezoek aan de motorrevisiewerkplaats.

Uit aanvullende informatie van GEAE kon worden afgeleid dat de CF6-50 motoren van de Continental Airlines DC-10-30 vloot een meer dan gemiddeld aantal bedrijfsuren per cyclus volbrachten.

### *De vliegtuiginspectie van de borgingen in de lagedrukturbine*

#### *Algemeen*

Volgens het onderhoudshandboek voor de DC-10-30 mocht de motor met één gebroken borging per turbinetrap in bedrijf gehouden worden tot het eerstvolgende bezoek aan de motorrevisiewerkplaats.

#### *De vliegtuiginspecties van de borgingen in motor 455-431*

Aanvankelijk voerde Continental Airlines vliegtuiginspecties op de borgingen in de lagedrukturbine van hun DC-10-30 vloot uit na elke 1.650 vliegreuren of elke 400 cycli, afhankelijk van welk criterium het eerst bereikt werd. (Opmerking: voor de staartmotor golden dezelfde inspectie intervallen)

Na het ernstige incident dat zich op 25 april 2000 voordeed startte Continental Airlines een speciaal onderhoudsprogramma. Om potentiële storingen in de lagedrukturbines van vliegtuigen met CF6-50 motoren te detecteren, werden de afkeurlimieten gewijzigd. Gebroken borgingen in de tweede turbinetrap werden nu niet langer toegestaan; voorheen mocht ten hoogste één borging defect zijn. Daarnaast werd het interval voor de vliegtuiginspecties verlaagd tot 375 vliegreuren of de eerstvolgende voorgeschreven controle. De onderhoudscampagne was erop gericht om met behulp van visuele en tactiele technieken gebroken borgingen op te sporen.

Volgens Continental Airlines werd de laatste vliegtuiginspectie van de borgingen uit de tweede trap van de lagedrukturbine uitgevoerd door technici van British Airways op 21 juni 2000. Bij deze gelegenheid werden de tapeinden van de borgingen visueel en tactiel gecontroleerd op aanwezigheid en speling op de moer. Volgens de rapportage voldeden de borgingen van motor 455-431 destijds aan de inspectiecriteria.

## **1.6      *Reacties op het bezwijken van de borgingen in de lagedrukturbine***

De motorfabrikant GEAE heeft diverse spoedberichten uitgevaardigd om betrokken luchtvaartmaatschappijen te informeren over relevante incidenten, aan te kondigen dat aanvullende onderhouds- en luchtwaardigheidsvereisten zouden worden uitgegeven en om aanbevelingen of onderhoudsacties bekend te stellen.

Bijlage A bevat een lijst van de uitgegeven spoedberichten. Hiermee wordt een overzicht gegeven van de door GEAE ondernomen acties om de problemen met de borgingen tegen te gaan, met name nadat zich de ernstige incidenten in de maand september 2000 hadden voorgedaan.

De lijst omvat tevens de relevante Service Bulletins en de luchtwaardigheidsaanwijzingen die door de Amerikaanse luchtvaartautoriteiten (FAA) zijn uitgegeven.

### *1.6.1 Reacties tot de incidenten van september 2000*

GEAE en Continental Airlines ontwikkelden een speciale ultrasone onderzoekstechniek waarmee scheuren in de borgingen van de lagedrukturbine konden worden opgespoord. Beide bedrijven werkten samen teneinde de opgetreden storingen te evalueren en vervolgacties vast te stellen.

Na het ernstige incident in april 2000, lanceerde Continental Airlines een onderhoudscampagne om mogelijk kapotte borgingen in hun vloot van CF6-50 motoren te detecteren en toekomstige storingen te voorkomen, zie het gedeelte *“De vliegtuiginspectie van de borgingen in de lagedrukturbine”* van paragraaf 1.5.5.

Tijdens deze campagne werd een tijdelijke herziening van het bestaande onderhoudsprogramma doorgevoerd waarmee de afkeurlimieten voor de borgingen werden gewijzigd. Deze tijdelijke herziening werd gevolgd door een tweede waarin de voorgeschreven frequentie van de onderhoudsinspecties bij Continental Airlines werd verhoogd.

Om alle maatschappijen te informeren en corrigerende maatregelen af te kondigen werd door GEAE een aantal spoedberichten uitgevaardigd (de nummers 00/CF6/008, 009, 011 and 020). Kort samengevat werd hierin de maatschappijen verzocht de borgingen van de lagedrukturbinesectie te controleren volgens het onderhoudshandboek en GEAE op de hoogte te stellen van de resultaten van deze controle. Daarnaast verzocht de motorfabrikant alle maatschappijen, middels uitgifte van AOW 00/CF6/011 gedateerd 12 mei 2000, inspecties op de borgingen uit te voeren bij iedere reguliere vorm van vliegtuigonderhoud. GEAE kondigde aan dat een tijdelijke revisie van het onderhoudschema zou worden uitgegeven die voorschreef dat alle borgingen door nieuwe “nul uren” exemplaren moesten worden vervangen bij de eerstvolgende revisie in de motorwerkplaats. Bovendien werd tijdens de uit te voeren vliegtuiginspecties geen enkele gebroken borging in de tweede turbinetrap meer toegestaan. Tenslotte werd een vernieuwd ontwerp van de borgingen aangekondigd.

Het heeft tot het incident van april 2000 geduurd voordat de Amerikaanse National Transportation Safety Board (NTSB) als onderzoeksinstantie betrokken raakte bij het evalueren van de problemen met de borgingen uit de lagedrukturbine.

### *1.6.2 Reacties na de incidenten van september 2000*

Op 11 september 2000 bracht GEAE met de uitgifte van AOW 00/CF6/025 alle luchtvaartmaatschappijen op de hoogte dat op Newark, New Jersey, zich een motorstoring had voorgedaan waarbij onderdelen naar buiten geslingerd waren. De motorfabrikant gaf daarbij aan dat er aanwijzingen waren voor het falen van de borgingen in de lagedrukturbine. Segmenten van de statorschoepen zouden zijn gaan draaien, vervolgens hadden de segmenten de motor verlaten. GEAE kondigde aan te participeren in het onderzoek dat door de NTSB zou worden uitgevoerd. Bovendien bracht de motorfabrikant in herinnering dat inspecties werden aanbevolen op de conditie van de tapeinden van de borgingen tijdens iedere reguliere vorm van vliegtuigonderhoud, zoals vermeld in AOW 00/CF6/011 van 12 mei 2000.

Op 12 september werd opnieuw een bericht door GEAE uitgegeven waarin de motorstoring met de N15069 op de luchthaven Schiphol, Amsterdam, werd gerapporteerd. Voorlopige gegevens gaven aan dat hier sprake was van een overeenkomstig incident als beschreven in het vorige spoedbericht dat op 11 september verzonden was. Omdat de beide september incidenten een gemeenschappelijke oorzaak leken te hebben, besloten de NTSB en de Raad voor de Transportveiligheid (RvTV) hun beider onderzoek te combineren. De NTSB te Prestwick, Schotland, trad daarbij als coördinator op. Het Amerikaanse moederbedrijf van General Electric en haar Schotse vestiging participeerden in het onderzoek.

In reactie op de drie ernstige incidenten (in april 2000 en de beide incidenten in september 2000) werden op korte termijn twee actiepunten aangekondigd. Op 15 september 2000 publiceerde GEAE spoedbericht 00/CF6/027 waarin alle gebruikers van CF6-50 motoren werden geïnformeerd over de aanstaande uitgifte van Service Bulletin 72-1196 en de onmiddellijk uit te voeren luchtwaardigheidsaanwijzing van de Amerikaanse FAA.

De eerste actie betrof vervanging van de bestaande BSI plug<sup>17</sup> door een nieuw type dat tevens als anti-rotatiepen voor de statorschoepsegmenten functioneerde.

De tweede actie betrof de ontwikkeling van een verplichte ultrasone controle tijdens onderhoudsinspecties van het vliegtuig. Deze ultrasone controles konden worden toegepast zodra de inspectiemethode geldig was verklaard en het vereiste gereedschap aan de betrokken luchtvaartmaatschappijen beschikbaar was gesteld.

In de eerste plaats gaven de ultrasone inspecties aan of de motor al of niet in bedrijf gehouden kon worden. In de tweede plaats konden de resultaten van de inspecties ook door GEAE worden benut om de conditie van de borgingen in de lagedrukturbines van de gehele CF6-50 vloot te inventariseren, voor zover het motoren betrof waarin borgingen met onderdeelnummer 1862M55P01 waren gemonteerd. Met behulp van de gegevens over de inspecties van de borgingen in de lagedrukturbines was de motorfabrikant in staat het potentiële risico voor verdraaiing van de statorschoepsegmenten – en de kans op het losbreken van deze onderdelen – beter te beoordelen. Na veelvuldige storingen in de lagedrukturbines informeerde GEAE middels spoedbericht 00/CF6/031, gedateerd 11 oktober 2000, dat de afkeurlimieten tijdens motorrevisiewerkplaatsinspecties werden gewijzigd. Zoals beschreven in Service Bulletin 72-1199 moesten de borgingen in de lagedrukturbine ongeacht hun conditie worden vervangen door enkel nieuwe “nul-uren” exemplaren bij ieder bezoek aan de motorrevisiewerkplaats.

Bij de inspecties aan het vliegtuig werd het aanvankelijke criterium, dat ten hoogste één borging in de derde en vierde turbinetrap defect mocht zijn, aangescherpt. De nieuwe afkeurlimieten, geen enkele gebroken borging in enige turbinetrap, werden gehandhaafd in spoedbericht 00/CF6/038 van 17 november 2000. Later werd een limiet van 25 vlieguren voor defecte tweedetrapsborgingen en 50 vlieguren voor defecte derde- en vierdetrapsborgingen toegestaan om het vliegtuig van een buitenstation naar de thuisbasis van de luchtvaartmaatschappij te kunnen brengen.

---

<sup>17</sup> Boroscoop Inspectie Plug (BSI): een plug die verwijderd kan worden om de interne conditie van een motor met behulp van een boroscoopinstrument te controleren. De bestaande boroscoopplug diende alleen om het ontsnappen van verbrandingsgassen te voorkomen. Het nieuwe type plug bevat een lange pen die zover in de motor steekt dat zij tevens als een anti-rotatiepen voor de statorschoepsegmenten functioneert.

Er werden aanvullende procedures opgesteld voor gevallen waarin de ultrasone inspecties defecte borgingen aan het licht brachten en het voor de betrokken maatschappij niet mogelijk was een onmiddellijk bezoek aan de motorrevisiewerkplaats in te lassen. Om de maatschappij voldoende tijd te geven een bezoek aan de motorrevisiewerkplaats in te plannen, werd een procedure opgesteld die voorzag in een aanpassing van de turbinekast zodat een extra borging met bevestigingssteun kon worden aangebracht. Voor het uitvoeren van deze tijdelijke aanpassing was het niet nodig de motor te demonteren. Uiteindelijk werd een nieuw type borging voor de CF6-50 lagedrukturbines ontworpen.

### *1.6.3 Het nieuwe ontwerp van de borging in de lagedrukturbine*

Bij het nieuwe ontwerp wordt een dikker tapeinde gebruikt. De diameter van het tapeinde is vergroot van 6,35 mm naar 7,94 mm. Bovendien is het aantal toegepaste borgingen verdubbeld, hetgeen betekent dat de tweede trap van de lagedrukturbine nu 16 borgingen bevat.

Het ontwerp van de nieuwe borging komt overeen met het type borging dat in de CF6-80 motoren wordt gebruikt. Dit type motor lijkt sterk op de CF6-50 motor, maar produceert meer vermogen. Volgens de motorfabrikant GEAE hebben de CF6-80 motoren gezamenlijk meer dan 60 miljoen vliegreuren en 15 miljoen cycli volbracht zonder dat zich enige storing met betrekking tot de borgingen in de turbine heeft voorgedaan.

Het nieuwe ontwerp werd vrijgegeven op 22 december 2000 door middel van Service Bulletin 72-A1201. Met dit Service Bulletin werd uitvoering gegeven aan de door de FAA afgekondigde luchtwaardigheidsaanwijzing AD 2000-20-02.



## 2 ANALYSE

### 2.1 *De storing van motor 455-431 versus overeenkomstige voorvallen*

Het hier besproken ernstige incident dat op 7 september 2000 plaatsvond, was het vijfde voorval waarbij gebroken borgingen van de statorschoepen werden geconstateerd. Het was bovendien het derde incident waarbij problemen met de borgingen leidden tot desintegratie van de motor, waarbij onderdelen naar buiten werden geslingerd. Eén van deze gevallen betrof een storing met de borgingen in de vierde trap van de lagedruk-turbine; bij alle andere gevallen was er sprake van defecte borgingen in de tweede turbinetrap. Sinds het onderhavige incident heeft er zich nog één geval van desintegratie van een motor voorgedaan, veroorzaakt door overeenkomstige problemen met de borgingen in de tweede trap van de lagedrukturbine.

In dit verband is het duidelijk dat de desintegratie van de motor op 7 september 2000 niet op zichzelf stond, maar deel uitmaakte van een reeks incidenten waaraan dezelfde oorzaak ten grondslag lag: het bezwijken van de borgingen in de tweede trap van de lagedrukturbine als gevolg van de ondervonden belasting op vermoeiing en aanhoudende materiaalspanning. Wanneer alle borgingen in een turbinetrap zijn bezweken, worden de kransegmenten van de statorschoepen niet langer gefixeerd. De segmenten kunnen dan gaan draaien en uiteindelijk uit de motor geslingerd worden.

Een gelukkige omstandigheid bij dit ernstige incident was dat de schade beperkt is gebleven tot de motor zelf en dat geen andere delen van het vliegtuig, zoals de brandstoftanks of cruciale systemen, getroffen werden door de weggeslingerde onderdelen uit de lagedrukturbine. Zoals het ernstige incident, dat in april 2000 plaatsvond heeft aangetoond, kan desintegratie van een motor met wegslingerende onderdelen ernstige gevolgen hebben. Dergelijke motorstoringen zijn dan ook zeer onwenselijk.

### 2.2 *De wijze waarop de storing kon ontstaan*

Volgens GEAE was de aanvankelijk toegepaste legering Rene 41 vervangen met de bedoeling de treksterkte en de weerstand tegen metaalvermoeiing te verbeteren. Hiertoe werd Waspalloy materiaal toegepast en werden de afmetingen van de borgingen aangepast. Onderzoek naar een aantal teruggevonden borgingen, die bezweken waren tijdens verschillende motorstoringen, heeft uitgewezen dat niet het overschrijden van de maximale treksterkte, maar de combinatie van kruip- en vermoeiingsbelasting de borgingen op onvoorziene wijze heeft doen bezwijken. Volgens de motorfabrikant GEAE gaf dit aanleiding tot een snellere scheurgroei dan enkel een normale vermoeiingsbelasting. Voor deze specifieke vorm van vermoeiingsbelasting bood de Waspalloy legering geen verbetering.

Zoals uiteengezet in paragraaf 1.5.4, was het storingscenario afhankelijk van de heersende temperatuur en het aantal bedrijfsuren. De hoge temperaturen, die zich met name tijdens de startaanloop voordeden, leidden tot een snellere groei van interkristal-lijne breuk door de combinatie van kruip- en vermoeiingsbelasting.

De borgingen in de tweede trap van de lagedrukturbine worden zwaarder belast dan de borgingen in de derde en vierde trap omdat de heersende temperaturen daar hoger zijn

en omdat aanvankelijk acht borgingen de totale belasting moesten opnemen versus tien borgingen in de derde en vierde trap. Het feit dat het storingsscenario afhankelijk was van temperatuur en het aantal bedrijfsuren, verklaart waarom de borgingen uit de tweede trap eerder defect raakten dan de overige borgingen.

Gedurende het onderzoek werd ook de conditie van de overige borgingen uit de derde en vierde turbinetrap beoordeeld, zie paragraaf 1.5.3. Hoewel de spleten tussen het montageprofiel in de kast van de lagedrukturbine en één van de armen van de borging een ongewenst neveneffect waren van het aandraaien van de bevestigingsmoer, is het niet duidelijk of dit een rol heeft gespeeld bij de onderhavige incidenten. Gezien het storingsscenario en het hergebruik van de borgingen, zouden deze incidenten zich waarschijnlijk toch hebben voorgedaan.

GEAE oordeelde dat teveel spanning in het materiaal voorkomen moest worden door een nieuw ontwerp van de borging voor de statorschoepen. Deze overweging werd sterk ondersteund door de staat van dienst van de borgingen zoals toegepast op de CF6-80 motoren: na 60 miljoen bedrijfsuren en 15 miljoen cycli hadden de borgingen op dit type motor geen enkele storing te zien gegeven.

### 2.3 *Continental Airlines*

Het was zeer opmerkelijk dat Continental Airlines betrokken was bij de eerste drie incidenten waarbij, tijdens de startaanloop, segmenten van de statorschoepen uit de motor werden geslingerd. Bovendien kwamen bij deze maatschappij tijdens een onderhoudsinspectie twee gebroken borgingen van de vierde lagedrukturbinetrap aan het licht. Dit wordt verklaard doordat Continental Airlines een van de eerste maatschappijen was die de borgingen met onderdeelnummer 1862M55P01 op haar CF6-50 motoren toepaste. Daarnaast bleek bij het gebruik van dit type motor op de DC-10-30 vliegtuigen van Continental een hoger aantal bedrijfsuren per cyclus dan gemiddeld.

Toen de borgingen van de statorschoepen werden gemonteerd hadden zij nul bedrijfsuren en voldeden ze aan de luchtwaardigheidseisen. Sinds de in bedrijfstelling van motor 455-431 had de motor 12.704 uren en 1.837 cycli geopereerd en was de motor niet voor inspecties in de motorrevisiewerkplaats geweest.

Tot de desintegratie van de motor op 7 september 2000 lag de operationele staat van dienst ver boven het gemiddelde: bij Continental Airlines kwamen de motoren gemiddeld eens per 8.400 bedrijfsuren en 1.300 cycli in de motorrevisiewerkplaats. Echter, omdat aan de levensduur van de borgingen in de lagedruktrubine geen maximum gesteld was, zijn geen onderhoudsvoorschriften overtreden. Bovendien zijn de criteria voor de vereiste onderdeelcontrole tijdens het eerste werkplaatsbezoek na het bereiken van 4.000 uren, die ook op de borgingen van toepassing waren, niet overschreden.

Op 21 juni 2000, toen verscherpte afkeurlimieten en verkorte inspectie intervallen waren afgekondigd, (zie het gedeelte *De vliegtuiginspectie van de borgingen in de lagedrukturbine* in paragraaf 1.5.5) kwamen geen tekortkomingen van de borgingen in de lagedrukturbine aan het licht. Zodoende kon motor 455-431 in bedrijf gehouden worden.

## 2.4 *De respons op de storingen*

### 2.4.1 *Beoordeling van het bedrijfsrisico en korte termijn acties*

Continental Airlines was een van de eerste maatschappijen die de borgingen met onderdeelnummer 1862M55P01 op de CF6-50 motoren van hun DC-10-30 vliegtuigen toepaste. Daarbij kende Continental een hoger dan gemiddeld aantal bedrijfsuren per cyclus. Vier van de vijf storingen met de borgingen in de lagedrukturbine (waarvan het storingsscenario afhankelijk was van bedrijfstijd en temperatuur) vonden bij deze maatschappij plaats. Men moet daarom aannemen dat de ernstige incidenten, die in april en september van het jaar 2000 plaatsvonden, voorbodes waren voor meer motorstoringen bij andere maatschappijen als niet tijdig actie zou zijn genomen.

De inspanningen die door GEAE, de Amerikaanse FAA en alle betrokken gebruikers van CF6-50 motoren (in het bijzonder Continental Airlines) zijn verricht, hebben tot een zo juist mogelijke beoordeling van het bedrijfsrisico geleid. De verscherpte afkeurlimieten voor de borgingen, de ultrasone vliegtuiginspecties, de montage van een aangepaste boroscoopplug in de lagedrukturbine et cetera (zie paragraaf 1.5 en 1.6) hebben naar alle waarschijnlijkheid verdere storingen in de lagedrukturbines voorkomen. Het ernstige incident dat in februari 2001 plaatsvond kan het gevolg zijn van het feit dat, ondanks de verplicht opgelegde Service Bulletins en luchtwaardigheidsaanwijzingen (zie bijlage A), een ultrasone inspectie door de betrokken maatschappij niet was uitgevoerd waardoor een imminente storing mogelijkwerwijs onopgemerkt bleef.

Intussen was het nieuwe ontwerp voor de borgingen in de lagedrukturbine en de wereldwijde toepassing daarvan door GEAE voorbereid. Met de uitgifte van Service Bulletin 72-A1201 werd de introductie van de nieuwe borgingen een feit. Hiermee werd tevens de door de FAA uitgegeven luchtwaardigheidsaanwijzing AD 2000-20-02 afgesloten.

### 2.4.2 *De nieuw ontworpen borging voor de lagedrukturbine*

Het doel van het nieuwe ontwerp voor de borging in de lagedrukturbine was de optredende spanningen in het Waspalloy materiaal van de borgingen te reduceren teneinde (interkristallijne) breuk als gevolg van metaalvermoeiing door cyclische piekbelasting te voorkomen. Dit werd bereikt door de borgingen van een dikker tapeinde te voorzien met een diameter van 7,94 mm in plaats van 6,35 mm. Daarnaast werd het aantal borgingen in de tweede turbinetrap verdubbeld: het nieuwe ontwerp voorziet in zestien in plaats van acht borgingen voor de tweede trap van de lagedrukturbine.

### 3 CONCLUSIES

#### *Oorzaken*

Gedurende de aanloop voor de start bezweken alle borgingen van de uitlaatschoepen in de tweede trap van de lagedrukturbine. Hierdoor konden de segmenten van de betreffende schoepenkrans gaan roteren met als gevolg dat deze onderdelen uit de motor met nummer 455-431 werden weggeslingerd. Onderzoek heeft uitgewezen dat de borging van de uitlaatschoepen in de tweede trap van de lagedrukturbine interkristallijn, dat wil zeggen langs de kristalgrenzen, is bezweken als gevolg van kruip- en vermoeiingsbelasting.

Dit ernstige incident stond niet op zichzelf maar maakte deel uit van een reeks vergelijkbare storingen. Deze storingen waren het gevolg van onvoorziene thermische en tijdsafhankelijke belastingen tijdens de bedrijfsstelling, waarmee in het ontwerp van de borging onvoldoende rekening gehouden was. De geïnstalleerde borgingen van de uitlaatschoepen in de tweede trap van de lagedrukturbine voldeden aan de luchtwaardigheidseisen. Daarnaast werden de vereiste en aangescherpte onderhoudsinspecties op tijd uitgevoerd. Niettemin bleef een imminente storing van een van de borgingen in motor 455-431 onopgemerkt. Na het daarop volgende bezwijken van de borging, werd de belasting op de resterende borgingen groter. Zodoende ontstond een voortschrijdende reeks storingen waarbij uiteindelijk alle borgingen bezweken.

## 4 VEILIGHEIDSAANBEVELINGEN

De motorfabrikant, General Electric, wordt aanbevolen een verbeterd type borging voor de statorschoppen in de lagedrukturbine van de betreffende CF6-50 motoren te ontwikkelen dat voldoende bestand is tegen vermoeiingsbelasting.

Opmerking:

Gedurende dit onderzoek heeft General Electric een nieuw type borging voor de statorschoppen geïntroduceerd. Bovendien is het aantal toegepaste borgingen per motor verdubbeld. Sinds de implementatie van deze maatregelen hebben zich geen incidenten met betrekking tot losgeslingerde segmenten van de statorschoppen in de lagedrukturbine meer voorgedaan.

De instanties of personen aan wie een aanbeveling is gericht dienen een standpunt ten aanzien van de opvolging van deze aanbeveling binnen een jaar na verschijning van deze rapportage aan de Minister van Verkeer en Waterstaat kenbaar te maken. Een afschrift van deze reactie dient gelijktijdig aan de Voorzitter van de Raad verstuurd te worden.

## BIJLAGE A

### *Synoptical list of AOW's, ASB, SB and AD's*

[in het Engels]

<b>Date</b> dd-mm-yy	<b>AOW</b>	<b>Description/items</b>
Before	00/CF6/008	AMM LPT nozzle lock inspection and feed back request
11-09-00	/009	nozzle lock at every letter check
	/011	announcement TR: install zero-time nozzle locks at
	/020	every shop visit, no broken nozzle locks allowed in stage # 2
11-09-00	00/CF6/025	– informing about the 5 Sept. 2000 uncontained failure – remind nozzle lock stud inspection recommended every letter check
12-09-00	00/CF6/026	– informing about the 7 Sept. 2000 uncontained failure – remind nozzle lock stud inspection recommended every letter check
15-09-00	00/CF6/027	– new boroscope plug requirement and SB and AD publication – development USI for on-wing crack inspection
02-10-00	00/CF6/029	– update nozzle lock investigation, and request to feed back nozzle lock inspection data
11-10-00	00CF6/031	– a TR announced: no allowance of any broken stage # 3 and stage # 4 nozzle locks
17-11-00	00/CF6/038	– nozzle lock inspection intervals based on accumulated hours; still no broken nozzle locks permitted in any stage – flying home limits when broken nozzle locks found
07-02-01	01/CF6/004	– information of the February 2001 LPT failure incident
15-02-01	01/CF6/005	– mandate USI per SB 72-A1197 by imminent new AD

***Service Bulletins (ASB or SB) and Airworthiness Directives (AD)***

04-05-93	SB 72-1065	– replace nozzle locks; adapt LPT casing body
30-03-94	SB 72-1082	– effectively discontinue SB 72-1065; new nozzle lock, with part number 1862M55P01
15-09-00	ASB 72-A1196	– replace boroscope plug by new BSI plug as “anti-rotation pin”
17-10-00	ASB 72-A1199	– install new zero-time nozzle locks at each shop visit
22-11-00	SB 72-1203	– additional nozzle lock to provide time for shop schedule
14-12-00	ASB 72-A1197	– instructions for USI for nozzle locks crack detection
22-12-00	ASB 72-A1201	– introduction new nozzle lock design
02-10-00	AD 2000-20-02	– mandate replacement LPT stage # 2 boroscope plug – mandate new interval and inspection requirements
06-03-01	AD 2001-04-16	– supersedes AD 2000-20-02 – mandating the new nozzle lock design- installation new nozzle locks terminating action for inspection requirements

