

De LustrumBoekCommissie 2000 heeft de eer en het genoegen u te mogen presenteren:

# expansie

Het 1<sup>e</sup> lustrumboek der VSV 'Leonardo da Vinci'

ter gelegenheid van het 11<sup>e</sup> lustrum



Vliegtuigbouwkundige StudieVereniging 'Leonardo da Vinci'



## Vlucht EL AL 1862: Reconstructie en Simulatie

Ir. M.H. Smaili

### 1. Introductie

Op 4 oktober 1992 voltrekt zich de grootste ramp in de geschiedenis van de Nederlandse luchtvaart. Om 18:35:42 precies boort een Boeing 747 vrachttoestel van de Israëliëse luchtvaartmaatschappij EL AL zich in de elf verdiepingen hoge flats Kruitberg en Groeneveen in de Amsterdamse Bijlmermeer. De nationale ramp ontketent vele vragen en onzekerheden bij zowel de overheid als bij de getroffenen van de ramp. Na uitgebreid onderzoek worden in de jaren die daarop volgen vele speculaties omtrent de ramp in de media gebracht. Zes jaar na de ramp, werd door de Tweede Kamer een Parlementaire Enquêtecommissie ingesteld met als opdracht een definitief antwoord te geven op de vele vragen.

In 1997 vond aan Technische Universiteit Delft bij de vakgroep Besturing en Simulatie van de faculteit Luchtvaart- en Ruimtevaarttechniek een onafhankelijk onderzoek plaats, in het kader van een afstudeeropdracht, naar een vliegtechnische analyse van de ramp met behulp van moderne computer simulatietechnieken. Middels dit onderzoek werd getracht, in tegenstelling tot het vliegtechnisch onderzoek van de officiële instanties, een meer gedetailleerde uitspraak te doen over de vliegtechnische en operationele mogelijkheden van de vlucht na het afbreken van de motoren. Ten behoeve van dit onderzoek werden de vluchtgegevens van het ramptoestel, afkomstig van de zogenaamde 'zwarte doos', gebruikt om een representatief model van het vliegtuig te reconstrueren. Het wiskundig model bood vervolgens de mogelijkheid om de operationele haalbaarheid te onderzoeken van een aantal vluchtscenario's gericht op de berging van het ramptoestel. Hierbij werd rekening gehouden met de huidige trainingseisen voor complexe noodsituaties tijdens de vlucht.

Een kort overzicht van het onderzoek zal in het hierna volgende worden gegeven. Het overzicht geeft een beschrijving van de algemene vliegtechnische aspecten van de rampvlucht, bevindingen van de officiële instanties en de opzet en resultaten van het vliegtechnisch onderzoek aan de Technische Universiteit Delft.

De media, en vertegenwoordigers van de luchtvaartmaatschappij EL AL, zijn destijds op de hoogte gebracht van de belangrijkste resultaten van het onderzoek. Ter ondersteuning van het feitenmateriaal omtrent de vliegbaan van het ramptoestel werd de reconstructie van de vlucht gebruikt in het parlementaire onderzoek.

### 2. De Rampvlucht

Om 18:21 uur, op 4 oktober 1992, begint EL AL vlucht 1862 de start op baan 01 L (Zwanenburgbaan) vanaf Schiphol met bestemming Tel Aviv. De Boeing 747-200 is op dat moment beladen met 114 ton vracht, 74 ton brandstof en heeft een totaal startgewicht van 338.3 ton. Aan boord van het toestel bevinden zich gezagvoerder Jitschak Fuchs, eerste officier Arnon Ohad en boordwerktuigkundige Gedalia Sofer. De vierde stoel in de cockpit wordt bezet door de passagiere Anat Solomon. Na een onderhoudscontrole, waarbij geen bijzonderheden werden vermeld, is het toestel technisch goedgekeurd voor vertrek. Het vrachttoestel volgt na loskomen de ingestelde vertrekprocedure, de zogenaamde 'Pampus Departure'.

Om 18:27:30, op een hoogte van 6500 voet, wordt de ramp geïnitieerd met het volledig bezwijken van de ophanging van motor 3. Gyroscopische effecten zorgen ervoor dat de motor zijwaarts afbreekt, de volledige vleugelvoorrand verbrijzelt en in zijn val motor 4, inclusief ophanging, meesleurt. De situatie wordt onmiddellijk door de bemanning opgemerkt middels een heftig rollen van het toestel. Op dat moment wordt de besturing door gezagvoerder Fuchs overgenomen van co-piloot Ohad. Het gas wordt dichtgetrokken waarna de bemanning begint met de noodprocedure voor een onmiddellijke terugkeer naar Schiphol.

Om 18:27:56 ontvangt Amsterdam Radar van Fuchs de noodoproep "EL AL 1862, mayday, mayday, mayday, we have an emergency". De noodoproep wordt om 18:28 bevestigd door Amsterdam Radar waarna de algehele noodtoestand voor de luchthaven Schiphol wordt afgekondigd. Wanneer Fuchs het zwaar gehavende vliegtuig weer onder controle heeft, zet het toestel een rechter bocht in. Aangezien het vliegtuig te zwaar beladen is voor een noodlanding begint de bemanning tevens met het lozen van de brandstof.

*XF Lastrum der VSV Leonardo da Vinci*

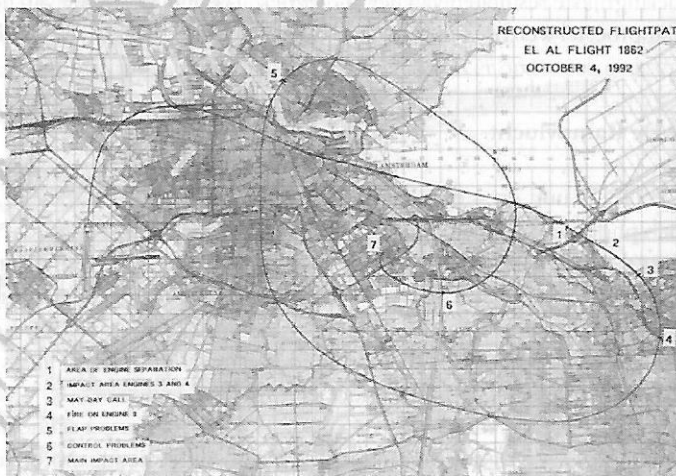
Om 18:28:17 rapporteert de bemanning een brand op motor 3 en een verlies van stuwkracht op de motoren 3 en 4. Veertig seconden later informeert de verkeersleiding EL AL 1862 dat baan 06 (Kaagbaan) beschikbaar is voor een noodlanding onder de heersende windcondities. De bemanning geeft echter te kennen dat zij onmiddellijk op baan 27 (Buitenveldertbaan) willen landen. Het toestel is echter op dat moment nog op een hoogte van 4000 voet en te dicht bij de landingsbaan. De verkeersleiding instrueert EL AL 1862 daarom een circuit te vliegen om baan 27 alsnog op de juiste manier te naderen.



Volgend op de instructie van de verkeersleiding wordt overgegaan op een noordelijke koers en begint het toestel aan een klim naar 5000 voet. Als gevolg van de extreme prestatievermindering door de beschadigde vleugel, moet voor de klim op de overgebleven motoren maximale stuwkracht boven het normale startvermogen worden gegeven. Met vol voetenstuur en bijna maximale stuurwiel uitslag is de controle over het vliegtuig in deze situatie zeer kritisch. Om 18:31:17 wordt, na klaring van de verkeersleiding, begonnen met het voorbereiden van de landing. De bemanning rapporteert ter bevestiging "no. 3 en 4 are out and we have problems with the flaps". Het toestel bevindt zich op dat moment op een hoogte van 4000 voet en heeft een snelheid van 260 knopen. Zodra het vliegtuig op een koers van 120 graden ligt krijgt de bemanning de klaring voor de landing op baan 27. De bemanning blijft echter 30 seconden dezelfde koers handhaven waardoor het toestel wederom niet recht voor de baan dreigt uit te komen. De verkeersleiding instrueert de bemanning daarom de baan vanuit het zuiden te naderen en verder te dalen naar 1500 voet.

De bemanning bevestigt de klaring met "...1500...and we have a controlling problem...". Om 18:35:03 wordt duidelijk wat zich in het toestel afspeelt. De gesprekken in de cockpit, die via de communicatie met de verkeersleiding worden opgevangen, laten horen dat de situatie onherstelbaar uit de hand dreigt te lopen. Op dit tijdstip vindt verlies van de controle over het toestel plaats.

De bemanning tracht de situatie te herstellen door vol vermogen te geven op de overgebleven motoren, de landingskleppen op te trekken en het landingsgestel neer te laten. Wanneer het vliegtuig in overtrokken toestand is geraakt, hoorbaar aan het geluid van de zogenaamde 'stick shaker', rapporteert Fuchs "...going down 1862, going down, going down 1862 going down...". Op het tijdstip 18:35:40, twee seconden voor de inslag, geeft het 'Ground Proximity Warning System' aan dat het noodlot onafwendbaar is. De zwarte doos registreert een afname van de maximale stuurwiel uitslag en een versnelling van 2,5 g. Om 18:35:42 slaat het toestel met een rolhoek van 110 graden en een neusstand van -70 graden in de flats Kruitberg en Groeneveen in de Amsterdamse Bijlmermeer.



Wat volgt na de ramp is één van de technisch meest gecompliceerde ongevallenonderzoeken in de geschiedenis van de luchtvaart.

### Luchtvaartongevallenonderzoek

De Raad voor de Luchtvaart stelde na het ongeval een onderzoek in. Vliegtuigfabrikant Boeing en het Nationaal Luchtvaart- en Ruimtevaartlaboratorium (NLR) werden

belast met het onderzoek naar de vliegtechnische aspecten van de vlucht. Tijdens dit onderzoek werd getracht een zo goed mogelijk beeld te krijgen van de belangrijkste gebeurtenissen tijdens de vlucht aan de hand van de Digital Flight Data Recorder (DFDR), de zogenaamde zwarte doos. Het vliegtechnisch onderzoek werd echter bemoeilijkt door het feit dat de exacte schade aan de rechtervleugel als gevolg van de afgefallen motoren niet met zekerheid kon worden vastgesteld. Een schatting van deze schade werd gemaakt aan de hand van constructiedelen die naderhand teruggevonden werden onder het vliegpad van het toestel. Als gevolg hiervan kon voor het vliegtechnisch onderzoek geen goede modelvorming plaatsvinden van de besturing en prestaties van het vliegtuig. Het vliegtechnisch onderzoek concludeerde dat de oorzaak van de ramp lag in een combinatie van het afbreken van de motoren en het selecteren van maximale stuwkracht op de motoren 1 en 2 door de gezagvoerder in de laatste bocht. De mogelijkheid tot het uitvoeren van een noodlanding werd als hoogst onwaarschijnlijk ingeschat.



### 3. EL AL 1862: Reconstructie en Simulatie

Het onderzoek bij de vakgroep Besturing en Simulatie van de faculteit Luchtvaart- en Ruimtevaarttechniek was gericht op de toepassing van moderne simulatietechnieken voor een analyse van de vliegtechnische en operationele mogelijkheden van het ramptoestel. Hiervoor werd een representatief model van het vliegtuig gereconstrueerd door gebruik te maken van de gegevens van de zwarte doos. De stuuractiviteiten, die plaatsvonden in de cockpit van het toestel en geregistreerd zijn door de zwarte doos, werden daarbij gekoppeld aan het model. Op deze manier werd een reconstructie van de vlucht gemaakt waarbij in feite het Bijlmermeer-scenario opnieuw wordt 'gevolgen'. Het gereconstrueerde model bood vervolgens de mogelijkheid de werkelijke vliegtechnische mogelijkheden van het vliegtuig te onderzoeken. De resultaten van het onderzoek laten een gedetailleerde uitspraak toe omtrent de werking van de besturingssystemen tijdens rampvlucht en de operationele mogelijkheden van een aantal alternatieve vliegscenario's gericht op de berging van het vliegtuig.



#### *Enkele recente ongevallen*

In het verleden hebben een aantal ongevallen plaatsgevonden waarbij sprake was van één of meerdere afgefallen motoren of beschadigingen aan de vleugelconstructie. In sommige van deze gevallen was de bemanning in staat een geslaagde noodlanding te maken ondanks de slechte besturing en prestaties van het vliegtuig tijdens de noodsituatie.

#### *American Airlines DC10, 25 mei 1979*

Op 25 mei 1979 ondervond een DC10 van American Airlines een separatie van motor 1 tijdens de start op O'Hare International Airport te Chicago. Na loskomen

van het toestel werd de standaard klimprocedure gehandhaafd waarbij de vlieger de controle over vliegtuig kwijtraakte. Het toestel kwam neer in het vertrekgebied.

*Pacific Southwest Airlines Boeing 727, 25 December 1979*

Op 25 december 1978 vond kwam een Boeing 727 van Pacific Southwest Airlines tijdens de nadering bij San Diego International Airport in botsing met een Cessna 172. De bemanning verloor hierbij de controle over het vliegtuig als gevolg van beschadigingen aan de rechtervleugel gedurende de laatste fase van de landing. Het toestel kwam terecht in een buitenwijk van San Diego.

*Japan Airlines Boeing 747, 31 maart 1993*

Een incident, gelijkwaardig aan EL AL vlucht 1862, vond plaats op 31 maart 1993 waarbij een Boeing 747 vrachttoestel van Japan Airlines een separatie ondervond van motor 2 tijdens turbulentie. Gedurende de noodlanding werd de bemanning geconfronteerd met grote besturingsproblemen en een vermindering van de prestaties als gevolg van de structurele schade aan de vleugel. De geslaagde noodlanding kon worden uitgevoerd door maximaal gebruik te maken van de overgebleven besturingsmogelijkheden. De schade aan de linkervleugel van het toestel, als gevolg van het afbreken van de linker binnenmotor, moet representatief geweest zijn voor de vleugelbeschadiging van EL AL vlucht 1862.

*Het ramptoestel*

Het EL AL ramptoestel, uitgevoerd in vrachtconfiguratie, behoorde tot het type Boeing 747-200 uitgerust met vier Pratt & Whitney JT9D-7J motoren. De systemen aan boord van het vliegtuig zijn in viervoud uitgevoerd ten behoeve van de vliegveiligheid. Voor de besturing wordt gebruik gemaakt van het viervoudig uitgevoerde hydraulische systeem. Als reserve systeem voor de landingskleppen wordt gebruik gemaakt van het viervoudige elektrische systeem. Ieder systeem is in staat onafhankelijk te functioneren.

In totaal zijn 25 stuurvlakken beschikbaar voor zowel de langs- als de dwarsbesturing. Indien één of meerdere hydraulische systemen uitvallen dan betekent dat een vermindering van het aantal beschikbare stuurvlakken. Dit impliceert tevens een vermindering van de effectiviteit van de algehele besturing.

*Vliegeigenschappen en prestaties*

Na het verlies van de motoren laten zich verschillende 'failure modes' onderscheiden, dit zijn veranderingen van de configuratie van het vliegtuig als gevolg van uitval van één of meerdere systemen en/of beschadigingen. Als gevolg van het afbreken van motoren ontstaan dus naast uitgevallen boordsystemen tevens problemen met de besturing en prestaties als gevolg van beschadiging van de vleugelconstructie.

De separatie van de rechter motoren (motoren 3 en 4) heeft grote gevolgen voor de vliegtoestand. Door het wegvallen van de stuwkracht van de rechter motoren treden grote momenten op om de top-as. Door het optredende gewichtsverlies (ongeveer 10 ton) verschuift het zwaartepunt in laterale richting. De beschadigde vleugel heeft een nadelig effect op de draagkracht en weerstand van de rechtervleugel. De turbulentie als gevolg van de verstoorde stroming over de beschadigde vleugel zorgt tevens voor een verminderde effectiviteit van de stuurvlakken achter de beschadiging. Het algehele effect van de afgebroken motoren op het vliegtuig is dus terug te vinden in zowel de besturing als de prestaties.

Als gevolg van asymmetrie in stuwkracht gaat een vliegtuig zowel rollen als slippen. De vlieger moet dan een richtingsroeruitslag geven om de sliphoeck in de hand te houden en een stuurwiel uitslag om de door het slippen ontstane rolhoek tegen te gaan. In principe kan de vlieger op deze manier bij uitval van één of meerdere motoren een stationaire toestand bereiken waarbij hetzij de sliphoeck, hetzij de rolhoek nul is. Hierbij verdient in de meeste gevallen de situatie met sliphoeck nul de voorkeur, aangezien de weerstand van het vliegtuig dan minimaal is. In het geval van vlucht 1862 was het echter niet mogelijk de sliphoeck naar nul te reduceren zonder hoogteverlies te lijden. Er moest dus gevlogen worden met een negatieve sliphoeck.

*Besturing*

De Boeing 747 is ontworpen om in een normale tweemotorige conditie (dus zonder vleugelbeschadiging) over zoveel richtingsroervermogen te beschikken dat de vlieger het stuurwiel niet hoeft te verdraaien. In het geval van EL AL 1862 resulteerde de vleugelbeschadiging echter in een benodigde stuurwiel uitslag van 60 graden naar

# Blauwboek: Flight El Al 1862

links om rechttuit te kunnen vliegen zonder hoogteverlies. Deze vliegtoestand kon bovendien alleen gehandhaafd worden tot een snelheid van ongeveer 260 knopen met maximale stuwkracht op de overgebleven motoren 1 en 2. Een vermindering van de effectiviteit van de dwarsbesturing trad tevens op als gevolg van een slecht functioneren van het onderste richtingsroer na separatie van de motoren.

## Prestaties

De maximale prestaties van een vliegtuig in een bepaalde vliegconditie worden gevat in het beschikbare klimvermogen bij constante snelheid. Het ramptoestel kon, door een niet geringe weerstandstoename als gevolg van de vleugelbeschadiging, niet sneller klimmen dan 500 voet per minuut bij maximale stuwkracht op de overgebleven motoren. Een extreme prestatievermindering was merkbaar bij een snelheid van 256 knopen, een load factor van 1.2 g en hoge stuwkracht. Deze vliegtoestand werd bereikt in de laatste bocht enkele momenten voor het verlies van de besturing. In deze vliegconditie kon alleen gedaald worden met een snelheid van 2000 voet per minuut.

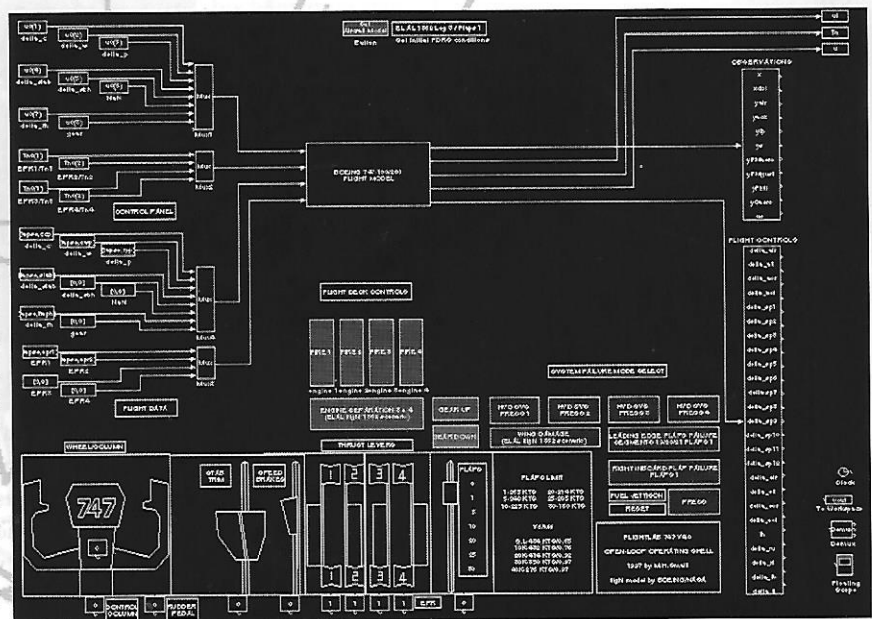
## Aërodynamica

De aërodynamische gevolgen van de vleugelbeschadiging beperkten zich niet tot een afname van de lift en toename van de weerstand. Door de verschillen in liftverdeling over de beide vleugels ontstond tevens een rolmoment. Zowel de lift-, weerstand- en rolmomentveranderingen waren daarbij afhankelijk van de invalshoek. De turbulente stroming over de rolroeren als gevolg van de beschadigde vleugel zorgde tevens voor een vermindering van de effectiviteit van de rolbesturing.

Middels de constructiedelen van de vleugel die naderhand onder het vliegpad werden gevonden moet verondersteld worden dat de vleugel tot op de voorligger was beschadigd. Windtunnel onderzoek aan gelijksoortige vleugelprofielen met een inkeping, op ongeveer de helft van de vleugel, heeft uitgewezen dat loslating van de stroming direct achter de beschadiging een halvering van de effectieve slankheid tot gevolg heeft ten opzichte van de geometrische slankheid. In deze situatie treedt ongeveer een verdubbeling van de weerstand op. Het effect is het grootst bij hoge invalshoeken waardoor de prestaties van het vliegtuig zeer snel verslechteren.

## Simulatiemodel

Voor het onderzoek van de faculteit is gebruik gemaakt van het software pakket DASMAT (Delft University Aircraft Simulation Model and Analysis Tool). Dit MATLAB/SIMULINK-pakket, ontwikkeld bij de vakgroep Besturing en Simulatie, is opgebouwd rond een algemeen wiskundig model voor de simulatie van vliegtuigen in zes graden van vrijheid. DASMAT biedt verschillende mogelijkheden voor het implementeren en analyseren van vliegtuigmodellen. Voor het ontwerp van besturingssystemen beschikt het pakket over een aantal trim- en linearisatieroutines. Tevens kunnen simulaties in



3D worden weergegeven. Ten behoeve van het onderzoek is een simulatiemodel van de Boeing 747-100/200 ontwikkeld. Het DASMAT pakket is daartoe uitgebreid met de simulatie omgeving FLIGHTLAB 747 van waaruit de zwarte doos en het vliegtuig geanalyseerd kunnen worden. Naast het aërodynamische model is het besturingssysteem gemodelleerd om het stuurgedrag te reconstrueren na het afvallen van de motoren.

Voor de reconstructie werden de stuursignalen uit de zwarte doos gekoppeld aan de simulatie omgeving. Vanuit deze omgeving kunnen diverse 'failures' worden geselecteerd om het effect op de vliegmechanica te analyseren. In het geval van

motorseparatie zal het simulatiemodel gereconfigureerd worden conform de systeemarchitectuur van het vliegtuig.

#### *Flight Data Reconstruction and Simulation (FDRS)*

De reconstructie van de vlucht is gebaseerd op een validatiemethode waarbij uitgegaan wordt van een schatting van de bijdragen van de aërodynamische effecten als gevolg van motorseparatie. De reconstructie maakt gebruik van een regeling waarbij de standinformatie van het vliegtuig wordt teruggekoppeld en omgezet in correcties op de ingangsignalen naar het simulatiemodel. De signalen  $U_p$  en  $X_m$  in de figuur zijn daarbij afkomstig van de zwarte doos. Voordeel van deze methode is dat het effect van de bijdragen van de vleugelbeschadiging en uitgevallen boordsystemen zichtbaar wordt op de benodigde stuursignalen vanuit de zwarte doos. De schattingen van de vleugelbeschadiging kunnen hierbij gevalideerd worden middels het effect op de algehele vliegmechanica, besturing en prestaties. Een ander bijkomend voordeel van de reconstructiemethode is dat de discrete gegevens van de zwarte doos, gesampled met tussenpozen van 1 seconde, direct gebruikt kunnen worden.

Voor de reconstructie van de vlucht werd het totale vliegtraject in drie 'legs' verdeeld. De eerste leg reconstrueerde de vlucht tot het moment van motorseparatie en werd gebruikt om het simulatiemodel en de reconstructiemethode te valideren. Op deze manier werd in het model na separatie van de motoren de bijdrage van de vleugelbeschadiging geïsoleerd. De overgang van de eerste naar de tweede leg lag op het moment van motorseparatie, terwijl het selecteren van de kleppen het begin van de derde leg markeert.

#### 4. Onderzoekresultaten

De belangrijkste resultaten van het onderzoek aan de faculteit Luchtvaart- en Ruimtevaarttechniek zijn als volgt samen te vatten:

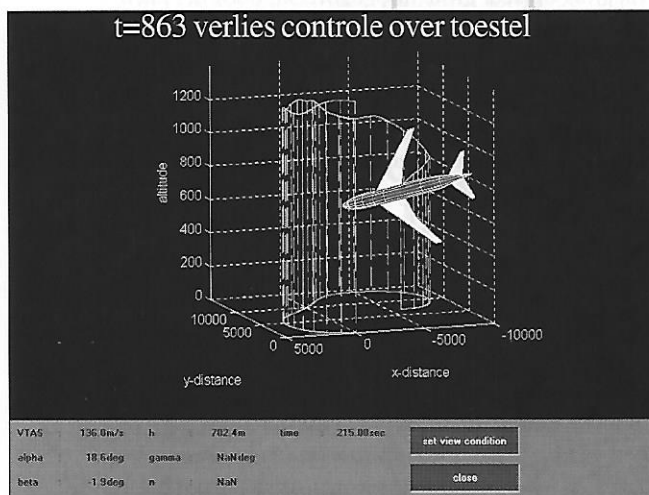
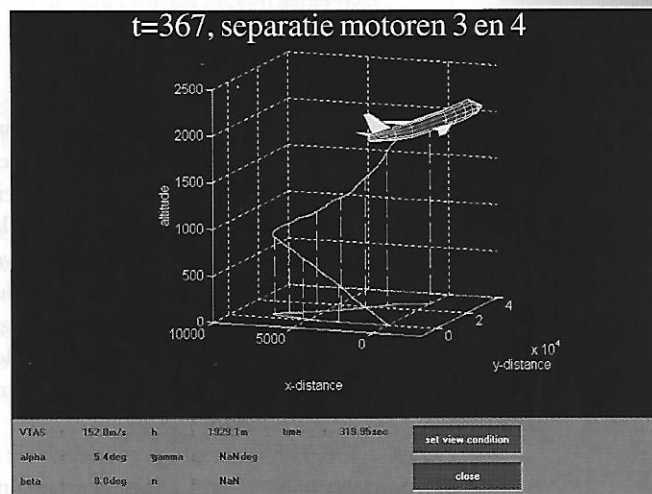
- De reconstructiemethode, toegepast in het onderzoek, resulteerde in een simulatiemodel dat representatief is met betrekking tot de vliegeigenschappen en prestaties van EL AL vlucht 1862.
- Voordat separatie van de beide motoren 3 en 4 plaatsvond was er een verminderde werking van het bovenste richtingsroersysteem. Reconstructie van de uitslagen van het bovenste richtingsroer, vergeleken met die zoals geregistreerd door de zwarte doos, toonde aan dat een onderdeel van het systeem niet werkte. Dit onderdeel, de zogenaamde 'turn coördinator', draagt bij in het initiëren van bochten bij lage snelheden. Analyse van de vliegmechanica gaf aan dat een kleine prestatievermindering optrad tijdens bochten als gevolg van de grotere sliphoeken. Tevens werd een geringe toename geconstateerd van de laterale belastingen. Het is niet waarschijnlijk dat deze toename significant heeft bijgedragen tot het bezwijken van de ophanging van motor 3.
- Na separatie van de motoren 3 en 4 werd geconstateerd dat de afname van de besturing en prestaties veroorzaakt werd door het hoge gewicht van het vliegtuig en toename van de weerstand als gevolg van de beschadigde vleugel. Een relatief grote afname van de prestaties was merkbaar bij invalshoeken groter dan 8 graden, een belastingsfactor van 1.2 g en bij een snelheid van ongeveer 260 knopen. De grote afname van de prestaties in deze vliegconditie kon alleen verklaard worden door een toename van de rechter vleugelweerstand als gevolg van plaatselijke overtrek. In combinatie met hoge stuwkracht op de overgebleven motoren werd de controle over het vliegtuig verloren.
- Op het moment van het verlies van de besturing werd onvoldoende voetenstuur gegeven. De reconstructie geeft aan dat op dat moment genoeg richtingsmarge aanwezig was om de vliegconditie te herstellen door vol voetenstuur te geven.
- Het simulatiemodel voorspelt dat een zogenaamde 'control recovery' mogelijk was geweest binnen operationele limieten nadat de besturing was verloren in de laatste bocht. De benodigde stuuracties voor het uitvoeren van de recovery zijn hierbij echter tegengesteld aan de

# Blauwboek: Flight El Al 1862

stuuracties zoals geregistreerd door de zwarte doos. De zwarte doos geeft aan dat op het moment dat de besturing wordt verloren, vol vermogen wordt gegeven op de overgebleven motoren en tegelijkertijd de stuurkolom volledig naar achteren wordt getrokken. Voor de recovery moet het gas onmiddellijk worden dichtgetrokken, ten koste van de prestaties, terwijl tegelijkertijd vol voetenstuur, maximale stuurwiel uitslag en een voorwaartse stuurkolom uitslag moet worden gegeven. Simulatie gaf aan dat de recovery binnen redelijke toleranties van de operationele mogelijkheden van het vliegtuig kon worden uitgevoerd.

Reconstructie van de uitslagen van het onderste richtingsroer heeft aangetoond dat de verminderde werking na het afvallen van de motoren waarschijnlijk is veroorzaakt door een afname van het vermogen van de richtingsroeractuator.

Het simulatiemodel voorspelt dat rechtuit kon worden gevlogen zonder hoogteverlies tot een snelheid van ongeveer 250 knopen. Indien 56 ton brandstof meer was geloosd dan was deze snelheid teruggelopen tot ongeveer 220 knopen. De minimale snelheid zonder verlies van de controle over het vliegtuig was ongeveer 240 knopen.



• Het simulatiemodel voorspelt dat voldoende besturingsmarge aanwezig was om zowel linker als rechter bochten te vliegen.

• Het simulatiemodel voorspelt de fysieke mogelijkheid voor een 200/210 knopen 'highspeed' landing onder de vliegtuigcondities na de separatie van de beide motoren 3 en 4. De vliegroute die moet worden gevolgd is gebaseerd op het maximaliseren van de beschikbare bestuurbaarheid en prestaties d.m.v. het lozen van brandstof tot de minimum vereiste hoeveelheid voor een vluchtduur van circa 20 minuten (~55 ton). De landing wordt hierbij uitgevoerd met minimale stuwkracht (maximale besturing). Voor het uitvoeren van de landingsprocedure voorspelt het model voldoende besturing en prestaties voor het volgen van een 3.5 graden

glijpad. Deceleratie beneden ongeveer 220 KTS met flaps 1 geeft echter onvoldoende marge voor het uitvoeren van een doorstart. Dit impliceert dus een eenmalige mogelijkheid voor het uitvoeren van een landing.

De resultaten van het onderzoek tonen aan dat het vliegtuig geborgen kon worden indien procedures waren gevolgd die niet onderdeel zijn van de standaard trainingseisen zoals die voorkomen in de industrie voor complexe noodsituaties. Vanuit het oogpunt van de bemanning van de rampvlucht was een succesvolle noodlanding daarom onwaarschijnlijk.