

MP 495

Analyse van een ongeval

Abstract

Een persoonlijke visie op het ongeval
met de Martinair DC-10 PH-MBN
Faro, Portugal 21 December 1992

Gebaseerd op:
DGAC Portugal Accident Report
NLR-rapportage
NTSB-rapportage
DFDR Factual Report
Analyses van AvioConsult

Otto Bliek
otto.bliek@gmail.com

Voorwoord

Ik heb eens gelezen dat de waarheid uit één bestaat en de leugen uit vele. Het is niet waar. Mensen zijn in staat eigen waarheden te creëren. Ook de waarheid bestaat uit vele.

*Rob van Olm – auteur van FARO **

Luchtvaart heeft al zo lang als het bestaat een romantische uitstraling. Reizen per vliegtuig is gemeengoed geworden in de afgelopen decennia maar dat ietwat mysterieuze en spannende gevoel dat het vliegen oproept is er nog steeds. Vliegen is een beroep dat bij de meeste vliegers zogezegd “in je bloed” kruipt. Het is een vak met veel interessante aspecten. Iedere vlucht kent fases die zich laten omschrijven als mooi, interessant, vermoeiend, saai, spannend, intrigerend. Gedurende je carrière zie je al die kanten van het pilotenbestaan regelmatig voorbijkomen. Het is echter zeer nadrukkelijk een menselijk vak, waar goede kennis en vaardigheden worden vereist. Deze aspecten worden bij iedere vlucht weer getest door omstandigheden waarbij het weer, tijdsdruk, en allerlei operationele veranderingen een voortdurende aanpassing vereisen om de vlucht tot een goed einde te brengen. Het moeten nemen van adhoc beslissingen onder snel veranderende omstandigheden leidt echter ook tot verkeerde inschattingen en fouten. Want vliegen is een vak uitgevoerd door mensen. En dat mensen fouten maken is nu eenmaal inherent aan hun menszijn. Dat is geen excuus maar een onontkoombaar feit. De bijdrage van de mens aan het ontstaan van incidenten en ongevallen is onveranderd hoog. Dat geldt dus ook voor de luchtvaart. Maar ook is duidelijk dat de betrokkenen zich vaak niet realiseren dat ze fouten maken. Dat betekent dat er in het overgrote deel van de gevallen geen sprake kan zijn van roekeloosheid of bewuste overtredingen van voorgeschreven procedures. Bij veel ongevalsanalyses in de luchtvaart blijkt dat de bemanning zich niet bewust was dat er fouten of verkeerde inschattingen werden gemaakt tijdens de vlucht. Ze hebben ernaar gestreefd om te komen tot een veilig eindresultaat. Zo ook de bemanning van vlucht MP 495.

Hoofdstuk 1. Schuld en boete

Er bestaat een natuurlijke reactie na een ongeval om op zoek te gaan naar de schuldvraag. Dat lijkt logisch omdat bij luchtvaartongevallen helaas vaak doden vallen en de nabestaanden op zoek zijn naar verklaringen omtrent de dood van hun dierbaren. De schuldvraag zelf en de wijze waarop dit wordt onderzocht en uiteindelijk afgerond is voor de nabestaanden van groot belang. Om te wijzen naar de mens als veroorzaker van een ongeval is veelal niet voldoende. Het is belangrijk om niet te vergeten dat professionals zoals vliegers ook mensen zijn. Ze hebben de fouten, die gemaakt zijn, niet willen maken. Ook hun doel was om hun passagiers veilig op de bestemming af te leveren. Daarmee worden ze dus niet vrijgepleit maar uit gedegen onderzoek wordt wel duidelijk waarom de gebeurtenissen zo verlopen zijn. Van iedereen die ook betrokken geweest is bij een ongeval in de luchtvaart zal hun schuld en hun schuldgevoel nooit minder worden. Wat over blijft zijn de lessen die geleerd kunnen worden. In dat opzicht moet ieder onderzoek daarom uitgevoerd worden volgens de richtlijnen van Annex 13 van de Internationale Burgerluchtvaartorganisatie (International Civil Aviation Organization):

The sole objective of the investigation of an accident or incident shall be the prevention of accidents and incidents. It is not the purpose of this activity to apportion blame or liability. Occurrence investigations are carried out in order to:

- *Better understand the events leading up to the occurrence;*
- *Identify hazards and conduct risk assessments;*
- *Make recommendations to reduce or eliminate unacceptable risks; and*
- *Communicate the safety messages to the appropriate stakeholders.*

Compensatie voor de slachtoffers

Op 8 Januari 2020 werd uitspraak gedaan door de Rechtbank Den Haag betreffende de vraag of de Staat medeverantwoordelijk was voor de niet vergoede schade na het ongeval van een Martinair DC-10 op het vliegveld van Faro in 1992. Het is deze uitspraak die me gebracht heeft tot nader onderzoek van genoemd ongeval. Daarom wordt de verkorte uitspraak hier nogmaals weergegeven.

De Staat is voor 20% aansprakelijk voor een deel van de onvergoed gebleven schade die nabestaanden en slachtoffers van de vliegramp in Faro hebben geleden. Dat heeft de rechtbank Den Haag vandaag bepaald in een procedure die 28 nabestaanden en slachtoffers van de vliegramp hebben aangespannen tegen de toenmalige Raad voor de Luchtvaart.

Achtergrond van de procedure

Op 21 december 1992 verongelukte een DC-10 van Martinair op het vliegveld in Faro in Portugal. Van de inzittenden vonden er 56 de dood en 106 raakten zwaargewond. Na het ongeval is er onderzoek gedaan naar de toedracht van het ongeval. De Portugese Onderzoeksraad heeft een Rapport van Ongeval opgesteld. De toenmalige Raad voor de Luchtvaart heeft ook onderzoek gedaan en heeft commentaar geleverd op het conceptrapport van de Portugese Onderzoeksraad en tekstvoorstellen gedaan en de eisers hierover voorgelicht.

Verwijten van eisers

Eisers verwijten de Raad dat deze ten onrechte de conclusie heeft getrokken dat de primaire oorzaak van het ongeval in de weersomstandigheden lag, en niet in menselijke fouten. Zij stellen dat zij door de onjuiste conclusie en voorlichting op het verkeerde been zijn gezet. Daardoor zouden zij in hun onderhandelingen

met Martinair over schadevergoeding zijn benadeeld. Als zij hadden geweten dat het ongeval hoofdzakelijk was veroorzaakt door menselijke fouten en niet door weersomstandigheden zouden zij niet akkoord zijn gegaan met de door Martinair geboden schadevergoedingen.

Oordeel van de rechtbank

De rechtbank vindt dat de Raad onzorgvuldig en onrechtmatig heeft gehandeld. De Raad heeft in het onderzoek naar de oorzaken van de ramp te stellig naar voren gebracht dat een zogenaamde windshear (plotseling optredende verandering in windsnelheid en windrichting) als primaire oorzaak van het ongeval moest worden beschouwd. In het definitieve Rapport van Ongeval van de Portugese Onderzoeksraad is windshear echter niet als oorzaak erkend.

Ook is het onzorgvuldig dat de Raad niet duidelijk heeft gemaakt dat zijn conclusie en tekstvoorstellen niet zijn overgenomen in het Portugese onderzoeksrapport. Dat geldt temeer nu de Raad bij een bijeenkomst voor slachtoffers en nabestaanden in 1994 de indruk wekte dat hij nog steeds van mening was dat windshear de primaire oorzaak was van het ongeval. Verder had de Raad een aantal zogenaamde “missed calls” van de bemanning, alsmede de noodzaak tot het afbreken van de landing in verband met de instabiliteit van de nadering van het vliegtuig, moeten benoemen.

Eisers is hierdoor de kans op een beter onderhandelingsresultaat met Martinair ontnomen. De rechtbank stelt deze kans vast op 20%. Als de Raad niet onrechtmatig had gehandeld, zou de advocaat van eisers de onderhandelingen zijn ingegaan met de juiste veronderstelling dat de weersomstandigheden een minder zware rol hebben gespeeld dan de Raad naar voren heeft gebracht en is blijven suggereren. Tegelijkertijd wisten de advocaat en eisers dat menselijke fouten hadden bijgedragen aan het ongeval. De Raad had enkele van deze fouten ook zelf naar voren gebracht. De Staat moet daarom alsnog 20% van de schade vergoeden die eisers nog niet van Martinair hebben gekregen.

Deze uitspraak heeft mijn interesse gewekt omdat ikzelf in de periode 1984-1986 als vlieger voor Martinair gewerkt heb. Toen ik in november 1986 bij KLM in dienst trad ging het directe contact met voormalige Martinair collega's en daarmee het inzicht in het reilen en zeilen van Martinair verloren. Gezien het feit dat vanaf de eerste dag na het ongeval in 1992 door Martinair gesteld werd dat de weersomstandigheden het ongeval hadden veroorzaakt was dit beeld ook bij mij zo blijven bestaan. Verder onderzoek was voor mij niet meer relevant omdat in meerderheid de toen beschikbare informatiekanaalen het weer en mogelijke windshear als ongevalsoorzaak benoemden. Deze situatie veranderde toen ik in 2020 informatie verkreeg over de uitspraak van de rechtbank in Den Haag.

De rechtbank te Den Haag wijst er in haar eindoordeel op dat de uitspraak is gebaseerd op de vraag in hoeverre de Raad voor de Luchtvaart die het ongeval mede hielp onderzoeken onzorgvuldig en onrechtmatig heeft gehandeld. De uitspraak is dus geen herziening van de oorzaken van het ongeval zoals gedocumenteerd in het officiële Portugese ongevalsrapport, maar meer dat sommige aspecten door de Raad voor de Luchtvaart overbelicht zijn en andere (bewust) onderbelicht, hetgeen dus onrechtmatig is. Ook had de Raad voor de Luchtvaart naar de slachtoffers toe nooit benoemd dat haar rapportage afweek van het officiële standpunt van de Portugese onderzoekscommissie.

Deze intrigerende uitspraak roept dus twijfels op omtrent het totale ongevallenonderzoek. De Nederlandse Raad voor de Luchtvaart heeft een afwijkende visie op enkele zeer relevante punten van het onderzoek. De conclusies die de RvL trekt worden vaak niet gedeeld door andere autoriteiten die bij het onderzoek betrokken waren. Maar ook het officiële Portugese rapport blijkt veel vragen op te roepen. De informatie over het ongeval is na afloop van het onderzoek verzameld en opgeslagen in het Nationaal Archief. Normaliter zijn slechts de eindrapportages over een vliegtuigongeval beschikbaar maar niet de

onderliggende data die in de rapportages verwerkt zijn. Het verkrijgen van toegang tot de stukken van het Nationaal Archief is moeilijk omdat ze de classificatie “beperkt toegankelijk” hebben. Hiervoor moet speciaal toegang verkregen worden en die is op het moment van schrijven al enkele jaren geleden aangevraagd maar nog niet verleend. In 1992, hetzelfde jaar dat de ramp met Martinair vlucht MP 495 in Faro zich voltrok, was er ook een ongeluk waarbij een vrachtvliegtuig van de Israëlische maatschappij El AL ten gevolge van een mechanisch falen neerstortte in de Bijlmer te Amsterdam. De hoop is dat het vrijgeven van bepaalde dossiers van deze zogenaamde Bijlmerramp zoals dat inmiddels is toegestaan ook de weg vrij zal maken voor een hernieuw onderzoek voor de Faro-ramp. Omdat het verkrijgen van officiële stukken uit het Nationaal Archief voor verder onderzoek tot nu toe problematisch is gebleken, blijft het moeilijk om verder diepgaand onderzoek te verrichten omtrent de toedracht en andere achterliggende aspecten.

Hoofdstuk 2 Interpretaties van het ongeval

Als verkeersvlieger heb ik nooit een opleiding gevolgd om vliegtuigongevallen te kunnen analyseren. Echter de rol van Human Factors in de luchtvaart heeft me mijn hele carrière geïnteresseerd zeker in het kader van Training, een onderwerp waar ik me binnen KLM gedurende 17 jaar heb beziggehouden. In juni 2020 hoorde ik over de ongevalsanalyse van AvioConsult waarin een afwijkende visie wordt gegeven op de achterliggende oorzaken van het ongeval. Harry Horlings van AvioConsult was bereid om de belangrijkste stukken die behoren bij deze rapportages ter beschikking te stellen. Het onderzoek van AvioConsult heeft geresulteerd in de initiële *“Analyse van Ongeval Martinair DC-10-30F MP 495”* uit 2012 en de vervolg- analyse *“De laatste 80 seconden van MP495”* uit 2017.

Het laatste document is mede gebruikt bij een poging om de onderzoeken die door meerdere partijen zijn gedaan bij elkaar te voegen en te beoordelen. Gebruikmakend van de beschikbare data is een nieuwe visie opgesteld waarbij geprobeerd is om een logische schets te maken van het ontstaan van het ongeval. Daarbij is getracht zo objectief mogelijk te werk te gaan.

De partijen in het civiele proces, Martinair en vertegenwoordigers van de slachtoffers, hebben opdracht gegeven tot onderzoek en rapportage omtrent de oorzaken van het ongeval om hen hiermee in de procesgang te ondersteunen.

Martinair heeft een onderzoek laten uitvoeren door Terry Heaslip van het bedrijf Air Inc naar de oorzaken van het ongeval. Deze worden beschreven in de rapportages van Air Inc. en Gillespie. De rapportage van Gillespie is een verklaring van de auteur over het Portugese Rapport van Ongeval, de eerste *“Analyse van Ongeval Martinair DC-10-30F MP 495”* uit 2012 van AvioConsult en het rapport door Terry Heaslip van Accident Investigation & Research Incorporated (Air Inc).

Waar een aantal onderzoeken (Air Inc. investigation, Gillespie Statement en ook de visie van de Nederlandse Raad voor de Luchtvaart) de nadruk leggen op weersomstandigheden als (directe) oorzaak van het ongeval wordt dit niet ondersteund in het Portugese (officiële) rapport van het ongeval noch in de rapportage gemaakt door het Nederlands Lucht en Ruimtevaartcentrum (NLR).

In het kader van de civiele rechtszaak is AvioConsult opgetreden als expert ten behoeve van eisers. AvioConsult legt de verantwoording vrijwel volledig bij de cockpitbemanning van de DC-10 neer. Bij dat laatste is het belangrijk om te weten dat de 1^e analyse van AvioConsult gemaakt is op verzoek van enkele nabestaanden en daarmee een belangrijke rol heeft gespeeld in de rechtszaak. Het taalgebruik in zowel de 1^e *Analyse van Ongeval Martinair DC-10-30F, MP 495* als ook de 2^e analyse *De laatste 80 seconden van vlucht MP495* is dan ook sterk gekleurd. Helaas zijn er in de commentaren van AvioConsult over de Air Inc rapportage en vice-versa uitermate negatieve meningen over elkaars onderzoeken te zien. Een dergelijke houding is te verklaren gezien de belangen van de wederzijdse opdrachtgevers.

Het is mogelijk dat in de uitkomst van de diverse analyses, die door verschillende partijen zijn gemaakt, toegerekend wordt naar het gewenste resultaat. Dit zijn aspecten die herkenbaar zijn in civiele processen maar worden als uitermate ongewenst beschouwd in een onderzoek dat waarheidsvinding nastreeft. Gepoogd is om bij het onderzoek dat u hierbij aantreft een objectieve benadering vast te houden waarbij valide punten maar ook onjuistheden in alle rapportages worden benoemd. Dit is belangrijk onverlet de dramatische omstandigheden van dit ongeval waar immers alle betrokkenen door geraakt zijn.

Waar nodig zijn de opvattingen van diverse onderzoekers in cursief weergegeven en vervolgens besproken.

De verschillen in interpretaties van verschillende onderzoekers worden benoemd in dit document maar het is niet de intentie geweest om de activiteiten van betrokken personen of instanties te ondergraven maar slechts te wijzen op andere onderzoeksresultaten, andere interpretaties en bevindingen in deze complexe materie. De verschillen in conclusies liggen onder andere op het vlak van procedures en de technische verklaring voor het afbreken van het landingsgestel en het bezwijken van de vleugelophanging. Ook zijn andere conclusies getrokken met gebruikmaking van documenten betreffende onderzoeken van luchtvaartongevallen die na december 1992 plaats vonden. Hierbij is dan gebruik gemaakt van voortschrijdend inzicht op technisch gebied maar ook op het gebied van Human Factors, training en operationele ervaring met grote verkeersvliegtuigen.

Onverlet de geconstateerde onvolkomenheden in alle rapporten die ingezien zijn bevatten ze allemaal waarnemingen en bevindingen die de moeite waard zijn om te combineren tot een aanvullende nieuwe analyse. Het totaal aan inzichten resulteert in het document dat u hier aantreft en heeft geleid tot een andere en mogelijk aanvullende visie op het ongeval van MP 495. Het is belangrijk om aan te geven dat hierbij geen ander doel is nagestreefd dan de doelstellingen zoals gedefinieerd in ICAO Annex 13. Het is dus niet de bedoeling om middels dit document verder in te gaan op de uitspraak uit 2020 van het gerechtshof te Den Haag, welke als definitieve afsluiting van de toenmalige civiele procedure kan worden beschouwd.

Dit onderzoek, inclusief alle documenten en beeldmateriaal, is dan ook uitdrukkelijk niet bedoeld als basis voor of als middel om te komen tot geldelijke compensatie van welke aard dan ook. Daarmee zijn deze onderzoeksresultaten dan ook uitgesloten voor gebruik met zulks als doel. Dit geldt met name voor aansprakelijkheid ten aanzien van, onder anderen, de betrokken bemanning, Martinair, de luchthaven van Faro, Nav Portugal, de Portugese ongevalscommissie en de Nederlandse Staat.

Hoofdstuk 3. AvioConsult analyse “De laatste 80 seconden van vlucht MP495”

In Juni 2020 heb ik contact gezocht met Harry Horlings van AvioConsult om meer inzage te krijgen in het ongeval op het vliegveld van Faro, Portugal met de Martinair DC-10 PH-MBN onder het vluchtnummer MP 495. Ik heb geprobeerd om zijn technische analyse die een interessante kijk vormt op het ongeval verder uit te werken. Daarmee kan Horlings visie, die op veel punten niet overeenkomt met de invalshoek van de Raad voor de Luchtvaart, ook vergeleken worden met, onder andere, het ongevalsrapport dat door de Portugese autoriteiten is opgesteld, de rapportage van het Nationaal Lucht en Ruimtevaart Laboratorium (NLR) en het door de Amerikaanse NTSB aangeleverde Digital Flight Data Recorder Factual report. Het eindresultaat levert wederom vragen op waarop soms geen antwoorden zijn. Maar op basis van voortschrijdend technisch inzicht en Human Factors principes kunnen een aantal oorzaken die direct en indirect leidden tot het ongeval mogelijk beter verklaard worden. Het is geenszins een poging om te vergoelijken wat er gebeurd is, geen poging om de betrokken bemanning vrij te pleiten. Wel probeert dit onderzoek te verklaren waarom dit mogelijk gebeurd is gebruik makend van het Human Factors SHELL model en het benoemen van andere factoren, die een rol gespeeld hebben bij het ongeval.

Naast het uitvoerige initiële onderzoek door AvioConsult uit 2012 werd in 2017 een 2^e document van hun hand gepubliceerd onder de naam “*De laatste 80 seconden van vlucht MP945*”. Zoals de auteurs ook al aangeven is dat document geschreven om een verder uitgewerkte analyse te maken van de laatste fase van de vlucht MP495. Het lijkt duidelijk dat er aan de “*Analyse van Ongeval Martinair DC-10-30F MP 495*”, dus de eerste analyse, geen veranderingen konden worden aangebracht gezien de juridische status van dit document. “*De laatste 80 seconden van vlucht MP495*” heeft de onderzoekers de mogelijkheid gegeven om correcties en aanvullingen aan te brengen, naar zeggen omdat hen toen pas toegang tot gedetailleerde data is verleend. Het nut van deze aanvullende analyse is groot omdat het de toegevoegde waarde laat zien van een tweede onderzoeker in dat team die beter bekend is met de routine van de luchtvaartoperatie met grote verkeersvliegtuigen dan Horlings zelf.

De rol van de vliegers in de bemanning en de interpretatie van procedures en voorschriften heeft hiermee duidelijk aan helderheid en zelfs correctheid gewonnen. Het is daarom ook dat “*De laatste 80 seconden van vlucht MP945*” een van vele documenten is waaraan in deze analyse wordt gerefereerd, dit in tegenstelling tot het eerdere “*Analyse van Ongeval Martinair DC-10-30F MP 495*”.

Hoofdstuk 4. Onderzoeksaspecten

Technische achtergrond

De officiële rapporten inzake het ongeval van de Martinair DC-10 PH-MBN onder vluchtnummer MP 495, die in 1992 gemaakt zijn, blijken inmiddels op verscheidene punten onvolledig en soms zelfs onjuist. Dat zou echter ook gedeeltelijk voorbijgaan aan het feit dat er nu meer technische kennis is over, bijvoorbeeld, de dynamiek van een harde landing zoals de DC-10 van Martinair deze ondervonden heeft. Er zijn namelijk in de loop der jaren meerdere ongevallen geweest met harde landingen van toestellen van het type MD-11, de opvolger van de DC-10. De technische analyses rondom deze ongevallen wijzen op duidelijke parallellen met het Faro ongeval van Martinair. Achteraf heeft men pas jaren na de Faro-ramp kunnen vaststellen dat de vleugelophanging van de DC-10 en MD-11 vliegtuigen niet robuust genoeg is voor een zeer harde landing. Indien sprake is van een hoge daalsnelheid bij een landing kan het landingsgestel, dat bevestigd is aan de achterste vleugelligger, deze constructie zodanig beschadigen dat de vleugel afbreekt tussen de motorgondel en de vliegtuigromp. Dit probleem is pas duidelijk geworden na meerdere ongevallen met MD-11 vliegtuigen. Hetzelfde scenario van het bezwijken van het landingsgestel en de vleugelophanging is aantoonbaar bij het DC-10 ongeval van MP495. De certificatie eisen op dit gebied voor nieuwe vliegtuigen zijn aangepast, maar het is nooit gekomen tot structurele aanpassingen van DC-10 of MD-11 toestellen. Er zijn hiervoor namelijk geen wettelijke eisen aangezien het vliegtuigtype werd gecertificeerd volgens de toen geldende normen en regelgeving.

De weersomstandigheden

De weersomstandigheden ten tijde van het ongeval waren niet bijzonder goed. Op basis van de windanalyse door het Nationaal Lucht en Ruimtevaart Laboratorium (NLR), is de veronderstelling gerezen dat een significante verandering van de wind in richting en sterkte heeft plaats gevonden gedurende de laatste fase van de nadering van de Martinair DC-10. Dit heeft geleid tot de stellingname van de onderzoekers van de Nederlandse Raad voor de Luchtvaart dat het weer de voornaamste oorzaak was van het ontstaan van het ongeval. In hun visie moet er sprake geweest zijn van het optreden van windscherping (windshear). Dit strookt niet met de conclusies van de Portugese ongevalscommissie die de weersomstandigheden als slecht omschrijven maar niet het fenomeen windshear benoemen als medeoorzaak van het ongeval. De commissie spreekt van een aantrekkende dwarswind die in de laatste fase van de nadering en tijdens de landing optrad. In combinatie met de hoge daalsnelheid zouden deze een belasting hebben geïntroduceerd die de structurele limitaties van het vliegtuig te boven gingen.

CAUSES

The commission of inquiry determined that the probable causes for the accident were:

- *The high rate of descent in the final phase of the approach and the landing made on the right landing gear, which exceeded the structural limitations of the aircraft.*
- *The crosswind, which exceeded the aircraft limits and which occurred in the final phase of the approach and during landing.*

The combination of both factors determined stresses which exceeded the structural limitations of the aircraft.

Het is onzeker of windshear een rol heeft gespeeld bij het ongeval. De NLR-rapportage suggereert dit, maar het Portugese rapport spreekt van een windverandering en niet van windshear op het tijdstip van het ongeval. De windverandering lijkt onmiskenbaar omdat zowel de gemeten weers-gegevens, de zogenaamde SIO-data, als de NLR-berekeningen hierop wijzen. Het lijkt er echter niet op dat de windverandering op zich aanleiding heeft gegeven voor de grote laterale verplaatsing ten opzichte van de baan-as met name omdat de windverandering zich in stappen voordeed. Van een zeer plotseling optredende windshear ten tijde van de landing kan dan geen sprake zijn.

Een windshear warning van het SIO-systeem wordt gegenereerd bij een windverschil van 15 kts tussen de windsensoren van baan 11 en baan 29. Het overschrijden van deze grens is enkele minuten na het ongeval wel geregistreerd maar daarmee kan niet met zekerheid gezegd worden of windshear wel of niet bestond ten tijde van de landing van MP 495. Uit de brief van de NTSB representative blijkt niet duidelijk of de NTSB vond dat er windshear daadwerkelijk was opgetreden. Mogelijk is deze vraag nooit aan de NTSB gesteld en ging de Portugese commissie uit van het onderzoek door de NLR. Toch mag verwacht worden van de NTSB dat, indien men de aanwezigheid van windshear had geconstateerd uit de DFDR- of AIDS-gegevens dat dit benoemd zou zijn.

De hoge daalsnelheid lijkt nagenoeg geheel verklaarbaar uit de vliegsituatie waarbij de F/O de gashendels geheel terugtrok en vervolgens vast bleef houden in deze stand. Ook de ruiming van de wind kan gezorgd hebben voor een staartwind component (tailwind). Als gevolg van beide aspecten liep de vliegsnelheid terug onder gelijktijdige toename van de daalsnelheid. De hoge daalsnelheid wordt in combinatie met de dwarswind benoemd als de meest waarschijnlijke oorzaak (probable cause) van het ongeval omdat hierdoor de sterkte limieten van het vliegtuig werden overschreden. Analyses van latere MD-11 ongevallen tonen aan dat ook bij het Martinair ongeval de hoge daalsnelheid alleen voldoende geweest zou zijn om het bezwijken van het rechterlandingsgestel en de vleugelophanging te veroorzaken.

De gevlogen route

Omdat er in de vliegtuigsystemen van het Martinair toestel geen geregistreerde koers over de grond is opgeslagen zijn er verschillende methodes gehanteerd in de diverse onderzoeken om de route tot aan de baan te herleiden. De Trackanalyse die door ondergetekende is uitgevoerd en de radarplot van de verkeersleiding liggen wat dat betreft dicht genoeg bij de AvioConsult analyse dat het evident is dat de werkelijk gevlogen track hier dicht in de buurt moet liggen. Afwijkingen zijn zichtbaar in de strakke lijn die de AvioConsult analyse laat zien bij de initiële nadering en de eindnadering. Deze niet-gebogen lijn is niet realistisch. Het suggereert namelijk een vaste grondkoers (track) en een wind die in de initiële nadering zeer hard is (er wordt gesproken van 190°/50 kts) en vanaf ongeveer 3 nm op de eindnadering een track van 117° bij een wind van 190°/20 kts. Dit komt niet overeen met de windwaardes die de gezagvoerder tijdens het begin van de eindnadering opleest (190°/30 kts). De aanname van een constante heading en windsterkte in de eindnadering gedurende de laatste 80 seconden van de vlucht leidt AvioConsult tot de vaststelling dat een vaste grondkoers (track) van 117° werd gevlogen (abusievelijk als radiaal 117° benoemd). De routeverandering die het gevolg is van een veranderende heading vóór maar ook tijdens de 80 seconden is in de AvioConsult analyse niet zichtbaar. Daarmee komt deze route ook niet in detail overeen met de radarplot en de berekende route volgens de Trackanalyse.

Op een foto van de cockpit is de ingestelde heading op het glareshield-panel te zien die overeenkomt met de, door de gezagvoerder voorgestelde heading om de radiaal 111° van de VOR -approach te blijven volgen. De Trackanalyse wijst uit dat bij deze gevlogen heading van 123° en een wind van 190°/ 20 kts de track 115° is vanaf 3 nm. Deze track brengt het vliegtuig niet op de vereiste radiaal 111° maar wel op het

1 nm DME punt op 200 ft waar de 5° koerswijziging naar links moet plaats vinden naar de verlengde baan-as moet beginnen. De radarplot posities worden ook weergegeven op het transcript van de CVR recording zoals deze is opgenomen in het RvO. Deze punten zijn, qua positie, gecorrigeerde radarplotpunten die om de 5 seconden waren geregistreerd. Deze zijn dan ook gebruikt als vergelijking met de trackanalyse. Dat de nauwkeurigheid van de radarpunten soms niet constant is blijkt uit die fasen van de nadering waarbij het vliegtuig een bocht maakt. Een verklaring voor deze afwijking in de radarplot tijdens een bocht is niet officieel benoemd door NAV Portugal die de positie van de radarplots heeft bepaald. Na het voltooien van iedere bocht is de track wel weer nauwkeurig genoeg weergegeven. De aantoonbare afwijkingen in het totaalbeeld van de radarplotpunten zijn aangegeven in de tekening die in dit document is opgenomen.

De landing

Het is evident dat het vliegtuig zich bij het moment van touchdown aan de uiterste linkerkant van de baan bevond. Het linker landingsgestel is neergekomen buiten het gedeelte dat als landingsbaan wordt aangeduid maar nog wel op de verharde rand (shoulder) die aan weerszijden van de baan is aangelegd en dezelfde draagsterkte heeft als de landingsbaan zelf. Er bestaat echter wel twijfel of de touchdown positie veroorzaakt is door het schuine aanvliegen zoals AvioConsult veronderstelt of door de bocht die het vliegtuig begon te maken nadat er op een (te vroeg) moment rudder werd gegeven om de decrabmanoeuvre in te leiden. Het giermoment zonder voldoende tegenstuur met de rolroeren resulteerde in aanrollen van een hellingshoek van 14°. Dit moet een bocht of sterke slip veroorzaakt hebben en daarmee een grondkoers van ongeveer 3° links ten opzichte van de baan-as, nog versterkt door de aantrekkende wind van rechts. Deze verschuiving kon, ondanks het terugnemen van de rudderuitslag en tegengesteld rolroer op een later moment, niet meer tenietgedaan worden.

De laterale verschuiving naar links toont aan dat het vliegtuig uit de richting van de baan-as is gekomen (van rechts dus) en niet, zoals op een tekening van de gevlogen koers in de AvioConsult rapportage werd verondersteld, vanuit een positie aan de linkerkant van de baan-as.

Het is dus mogelijk dat, zoals de cockpitcrew heeft verklaard, het vliegtuig zich op een hoogte van 200 ft (60 mtr) in het verlengde van de baan-as bevond. Dit is echter alleen bewijsbaar indien de horizontale verplaatsing door het vliegtuig, ten opzichte van de baan-as, in de laatste 15 seconden van de vlucht bewezen kan worden. De vliegtechnische gegevens van de Digital Flight Data Recorder laten zien dat de richting van de magnetische koersen (headings) in getalswaarde afnemen en de rolhoek naar rechts niet toeneemt om het verlijeren te voorkomen. Hiermee drift het vliegtuig van rechts naar links totdat vlak vóór touchdown de laterale positie van de baanrand wordt bereikt. (zie [Visualisaties van de laatste 20 seconden](#))

Visuele Illusies

Een bijkomend verschijnsel dat zich naar alle waarschijnlijkheid heeft voorgedaan, is het optreden van verscheidene optische illusies waaraan de F/O, die het vliegtuig bestuurde, werd blootgesteld. Uit de literatuur is bekend dat dit sterke effecten zijn die slechts op basis van ervaring en training onder controle gehouden kunnen worden. In het geval van dwarswind bijvoorbeeld, bestaat de neiging om het vliegtuig te sturen naar de verlengde baan-as toe. Inschatting van het pad dat het vliegtuig over de grond volgt moet gedurende enige tijd bekeken worden om de juiste inschatting te kunnen maken of de koers correct is.

De illusie bestaat erin dat de hoek die het vliegtuig maakt met de verlengde baan-as als te groot wordt beschouwd hetgeen een stuurbeweging naar de baan-as inluidt. Onder invloed van de wind komt het Vliegtuig dan aan de lijzijde van de baan-as uit (verlijert). Benodigde correcties om weer op de baan-as te komen zijn dan veel groter en soms (bij zeer sterke wind) niet haalbaar. Een tweede veel voorkomende fout bij beginnende vliegers is de eigen positie in de cockpit ten opzichte van de baan-as op het moment van het inzetten van de landingsmanoeuvre waarbij het vliegtuig wordt opgelijnd met de baan-as (decrab manoeuvre). Bij sterke zijwind (crosswind) die bestaat aan dezelfde kant als waar de vlieger zit (rechts in dit geval) moet de vlieger zich fysiek ook rechts van de baan-as bevinden. De wielen van het landingsgestel bevinden zich dan boven de baan-as. De sterke neiging om de schijnbaar foute positie, naast de baan-as, te corrigeren is een gevolg van een visuele illusie die in de training moet worden besproken, beoefend en eventueel gecorrigeerd op een simulator. Mocht de vlieger deze visuele illusie bij een dwarswind landing ondervinden en zijn positie boven de baan-as als juist interpreteren dan zal het oplijnen naar de richting van de baan-as tot gevolg hebben dat het landingsgestel met een zijwaartse verplaatsing naar links ten opzichte van de baan-as op de grond komt. Het is niet duidelijk of dit effect, dat op een manco in zijwind training kan wijzen, ook is onderzocht. Bij de DC-10 is de geschatte afstand naast de baan-as onder de geldende omstandigheden berekend op ongeveer 6,5 mtr. Hoewel niet onomstotelijk bewezen kan worden dat deze visual illusions een rol gespeeld hebben is het in het totaalbeeld van de weersomstandigheden (zijwind, regen, semi-duisternis) maar ook totale ervaring van de F/O een reëel scenario. Het feit dat op relatief lage hoogte ook nog een koers-verdraaiing nodig was van 5° Links versterkt de visuele illusie nog meer. Op 200 ft vloog het vliegtuig namelijk met een heading van 123° en lag de landingsbaan linksvoor onder een hoek van 17° naar links. Dit geeft een sterke stimulus dat een onmiddellijke koerscorrectie nodig is omdat een landingsbaan bijna nooit onder zo'n hoek wordt waargenomen. Deze illusie vertaalt zich dan in een uitslag met de stuurorganen om de neus van het vliegtuig meer in lijn te brengen met een "normale" aanvlieghoek. Waarom dan gekozen is voor het gebruik van richtingsroer (rudder) is onduidelijk. De resulterende effecten van rudder gebruik zijn veel groter en minder controleerbaar dan bij gebruik van rolroer het geval geweest zou zijn. Daarom ook wordt gebruik van richtingsroer anders dan bij de "decrab" of opvang van een motorstoring ten sterkste afgeraden. Mogelijk is dit in training op de DC-10 of anderszijds nooit besproken.

Human Factors

Er zijn weinig Human Factor aspecten in het in het officiële ongevalsrapport belicht. Het gaat voornamelijk om het overtreden van maatschappij regels of procedures maar niet of deze ook werkelijk een factor of oorzaak zijn bij het ontstaan van het ongeval. Het is daarom de vraag of de Human Factor aspecten diepgaand onderzocht zijn. Volgens het gangbare SHELL-model zouden naast de relaties van de betrokken crewleden tot de **Software** (procedures) en de **Hardware** (machine) ook die tot de **Environment** (zoals het weer) en de **Liveware** (de mens in de cockpit) onderzocht en toegelicht moeten zijn in het ongevalsrapport. Onderwerpen die specifiek benoemd en uitgediept hadden kunnen worden in combinatie met hun vermeende effecten op het ontstaan van het ongeval zijn: totale ervaring, recency, ervaring wat betreft de nadering op Faro, trainingsaspecten, situational awareness, positional awareness, gebruik van automated systems, visual illusions, offset approaches, crosswind landingstechniek, muscle memory en monitoring. Helaas ontbreekt een vakkundige analyse over al deze aspecten in het ongevalsrapport. Opvallend is dat in het officiële ongevalsrapport wel aanbevelingen worden gedaan die lijken voort te komen uit een onderzoek door middel van Human Factors maar dit wordt niet specifiek benoemd. De wijze waarop deze aanbevelingen tot stand zijn gekomen worden helaas ook niet uitgewerkt. Restricties op de toegankelijkheid van het onderzoeksmateriaal dat opgeslagen is in het

Nationaal Archief vormen een ernstige belemmering voor een meer diepgaand onderzoek op dit gebied. Daarom kunnen de data van meerdere onderdelen van zo'n, op Human Factors gebaseerd, onderzoek mogelijk niet verder onderzocht worden. Op basis van wetenschappelijke literatuur, rapporten van ongevallen waarin Human Factors wel benoemd zijn, persoonlijke ervaring in luchtvaartoperaties en training zijn op sommige vlakken aannames gedaan. Gepoogd is te benoemen wanneer het eigen inzichten betreft, met name wanneer ze niet door andere data worden ondersteund.

Navigatie

Tenslotte is het inmiddels duidelijk geworden dat er een foto bestaat van het interieur van de cockpit van de DC-10 van Martinair ná het ongeval. Deze foto is niet opgenomen in het beeldmateriaal van de annexen van het officiële rapport van de Portugese Commissie van Onderzoek. De foto is gemaakt door een vliegtuigspotter die zich na het ongeval toegang tot de cockpit heeft verschaft. Er bestaat wel een vergelijkbare opname die is opgenomen in het Ongevalsrapport maar de detaillering daarvan is niet goed. Ondanks het feit dat het Portugese rapport van het ongeval melding maakt van meerdere foto's die in de cockpit gemaakt zouden zijn is er slechts 1 overzichtsopname van het interieur van de cockpit. Er bestaan voor zover bekend geen detailopnames van instrumenten en instellingen van knoppen of systemen. Sommige systeem instellingen worden in het rapport beschreven maar niet alle. Ook zijn met name de instellingen van het Navigatiesysteem wat betreft de ingestelde VOR koersen niet benoemd in het Portugese Rapport van Ongeval. Het is van belang om te weten of de instellingen van het navigatiesysteem wel ergens gedocumenteerd staan. Ook het fotomateriaal is in die zin zeer relevant. Het is met name hierom dat toegang gevraagd is tot het Nationale Archief zodat uitsluitel kan worden verkregen over deze 2 zeer belangrijke vragen. De negatieven van de fotoserie, waarvan de onderstaande cockpitopname een onderdeel vormt, blijken naderhand door Martinair bij de fotograaf opgevraagd te zijn. De fotograaf heeft schriftelijk bevestigd dat hij aan dit verzoek heeft voldaan. Martinair heeft deze opnames mogelijk gebruikt bij haar interne analyse van het ongeval.

Het is onduidelijk of de fotoserie is gedeeld met de Portugese Commissie van Onderzoek of de Raad voor de Luchtvaart. Zoals verderop in dit document wordt aangetoond is deze foto zeer relevant om te verklaren hoe het traject van het vliegtuig tot stand kan zijn gekomen. Zie de [vergrote foto](#) en de [detailweergave](#).

In ieder geval is de foutieve navigatie-instelling die de foto laat zien niet benoemd in het officiële Portugese rapport van Ongeval en dus niet door de Portugese onderzoekers noch door de Raad voor de Luchtvaart onderkend.

De suggestie dat de navigatie instelling aan de zijde van de F/O als gevolg van de crash veranderd zou kunnen zijn is hoogst onwaarschijnlijk aangezien alle andere instellingen op het Glareshield Panel ongewijzigd zijn. Ook de functionaliteit van de VOR Course selector waarmee de instelling van de koers naar de VOR werd ingesteld is zodanig dat de koers niet door oppervlakkige aanraking kan worden gewijzigd. Dit moet met een duidelijke draaibeweging ingesteld worden juist om te voorkomen dat een onbewuste wijziging kan optreden.



AFKORTINGEN

Afkorting	Betekenis
A/T of ATS	Autothrottle (Systeem) - automatisch systeem voor motorvermogen- of vliegsnelheidsregeling.
ACT	Actual
ACN	Aircraft Classification Number
ACMS	Aircraft Condition Monitoring System – systeem dat vluchtdata verzamelt, monitort, en vastlegt.
AIDS	Aircraft Integrated Data System – systeem voor opslag en verwerking van data van het vliegtuig (voorloper van ACMS)
AINS	Area Inertial Navigation System - traagheidsnavigatiesysteem
ALT	Altitude - hoogte
ANA	Aeroportos e Navegação Aérea, E.P. - exploitant van vliegvelden in Portugal waaronder Faro
AOM	Aircraft Operations Manual - vliegtuig gebruikshandboek
ATC	Air Traffic Control - luchtverkeersleiding
ATIS	Automatic Terminal Information Service – automatische vliegveld informatie, verzonden op VHF luchtvaart-band
BIM	Basic Instructions Manual Martinair
ALT CAP	Altitude Capture - een mode van de automatische piloot om bij bereiken van een ingestelde hoogte deze vast te houden.
Capt/ CPT	Captain – gezagvoerder
CB	Cumulonimbus - onweerswolke
CvO	Commissie van Onderzoek
CVR	Cockpit Voice Recorder- recorder om cockpitgeluiden op te nemen
CWS	Control Wheel Steering - besturing vliegtuig in roll en pitch, via stuurwieluitslagen, d.m.v. de automatische piloot.
DFDR	Digital Flight Data Recorder – registreert specifieke vliegtuig prestatie gegevens (black box of zwarte doos)
DGAC	Direcção-General da Aviação Civil - Portugese luchtvaartautoriteit (hernoemd in 2007 tot ANAC)
DME	Distance Measuring Equipment- afstandmeting tussen vliegtuig en grondapparatuur (op Faro gecombineerd met VOR)
F/O	First Officer - copiloot
FWD	Forward - naar voren
FCOM	Flight Crew Operating Manual - vliegtuighandboek (moderne naam voor AOM)
FE	Flight Engineer - boordwerktuigkundige
Ft	feet - lengte maat (1 ft = 0,3048 m)
G	versnelling van de zwaartekracht (9,81m/s ²)
HDG	Heading - magnetische kompascoers
HLD	Hold - mode van automatische piloot voor het aanhouden van bv. de hoogte (ALT)
ICAO	International Civil Aviation Organization - Internationale burgerluchtvaart organisatie (onderdeel van de VN)
ILS	Instrument landing system: radionavigatiesysteem voor een precisienadering naar een landingsbaan
Kt(s)	knot(s) - knoop, knopen - eenheid van snelheid: zeemijl per uur (1,852 km/h)
lb	pound, Engelse pond (0,454 kg)
LW	Landing weight - landingsgewicht
METAR	Meteorological Aerodrome Report – actueel weerbericht van een vliegveld met vermelding van de tijd
MP	IATA maatschappijcode van Martinair Holland NV
NAV Portugal	Air Traffic Service provider Portugal (o.a. ten behoeve van de vliegvelden van Lissabon en Faro)
N1	N1 verwijst naar de rotatiesnelheid van de Fan, de lagedrukcompressor en de lagedrukturbine van een straalmotor
nm	Nautical Mile (1 nm = 1,852 km)
NLR	Nederlands Lucht- en Ruimtevaartcentrum (National Aerospace Center) te Amsterdam
NTSB	National Transportation Safety Board - Amerikaanse Onderzoeksraad voor Transportveiligheid
PAPI	Precision Approach Path Indicator – visueel glijpad indicatie systeem d.m.v. lampen
PCN	Pavement Classification Number - internationale classificatie van de draagsterkte van o.a. vliegveldlandingsbanen.

RA	Radio Altitude - hoogte boven de grond, gemeten met radiogolven door een radiohoogtemeter
RVDL	Raad voor de Luchtvaart (tot 1999 daarna Raad voor de Transportveiligheid en sinds 2005 Onderzoeksraad voor Veiligheid (OVV)
RvO	Rapport van Ongeval
SEL	Select – het gebruik van een mode van de automatische piloot zoals Heading
SIO	Sistema Integrado de Observação Meteorológica - Portugees meteowaarnemings- en registratiesysteem
TAF	Terminal Area Forecast - Weersvoorspelling rond een vliegveld
Track	Koers over de grond
UTC	Universal Time Coordinated (hernoeming van Greenwich Mean Time)
VERT	Vertical - verticaal
VOR	VHF Omni Directional Ranging – radionavigatiebaken aangeduid als VOR

Referenties

- A - Analyse Ongeval Martinair DC-10-30F, MP495, Faro, 21 dec. 1992, *AvioConsult*, 17 dec. 2012.
<https://www.avioconsult.com/downloads-nl.htm>.
- B - Accident Investigation Report, DC-10-30F Martinair Holland NV, DGAC, No. 22/ACCID/GPI/92, 3110-1994. Via: <https://aviation-safety.net/database/record.php?id=19921221-0&lang=nl>.
- C - Aircraft Operations Manual DC-10, Martinair Holland NV, Volumes I - III.
- D - Basic Instructions Manual (BIM) Martinair Holland NV.
- E - Digital Flight Data Recorder Factual Report, NTSB Washington, DCA-92-RA-011, dated Feb. 11, 1993
- F - Aircraft Operations Manual DC-10, KLM, volumes I - III
- G - Panam Operating Manual DC-10
- H - DC10 Study Guide
- I - ICAO Runway Safety Seminar - NACO study on standing water
- J - Aviation Visual Perception (Gibb-Gray-Scharff) – Ashgate Publishing
- K - Airbus Safety First # 20 - Lateral Runway excursions upon landing
- L - FSF ALAR Briefing Note 8.5 <https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/869.pdf>
- M - ICAO Annex 13 – Aircraft Accident Investigation – Eleventh Edition July 2016
- N - Aerodynamics for Professional Pilots – Ray Preston B.Sc
- O. ALAR Briefing Note 2.1 Human Factors <https://skybrary.aero/bookshelf/books/850.pdf>
- P. ALAR Briefing Note 4.1 Descent and Approach Management -
<https://skybrary.aero/bookshelf/books/856.pdf>
- Q. ALAR Briefing Note 5.1 Approach Hazards Overview
<https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/858.pdf>
- R. ALAR Briefing Note 7.2 Constant angle Non-Precision Approach
- S. ALAR Toolkit <https://skybrary.aero/articles/flight-safety-foundation-alar-toolkit>

Inhoudsopgave onderzoek

Het onderzoek is verdeeld in specifieke hoofdstukken waarbij, ter informatie, de hoofdstukken 1 t/m 4 overgenomen zijn uit de Engelse vertaling van het Portugese Rapport van Ongeval.

1. [Synopsis](#)
2. [Samenvatting van het ongeval](#)
3. [Feitelijke informatie](#)
4. [Verloop van de vlucht](#)
5. [Vluchtvoorbereiding](#)
6. [Initiële nadering](#)
7. [Eindnadering](#)
8. [De bocht naar de approach radiaal](#)
9. [Navigatie-instellingen](#)
10. [Martinair handboeken en procedures](#)
11. [Weerssituatie en baancondities](#)
12. [Nauwkeurigheid van de navigatie](#)
13. [Wind, turbulentie, windshear en onstabiliteit](#)
14. [Besturing van het vliegtuig](#)
15. [Het beschikbare zicht naar de baan](#)
16. [Daalsnelheid](#)
17. [DC-10 Landing Gear Certificatie](#)
18. [Onderzoek naar MD-11 Landing Gear failures](#)
19. [Parallellen tussen MP 495 en andere ongevallen](#)
20. [Touchdown](#)
21. [Besturingssystemen van het vliegtuig](#)
22. [Bewegingen van een vliegtuig](#)
23. [VOR/ DME Non-precision approach](#)
24. [Overpoweren van de Autopilot in CWS mode](#)
25. [De nadering van MP495](#)
26. [De Trackanalyse](#)
27. [Effecten van visual illusions bij crosswind landing.](#)
28. [Conclusie omtrent eindnadering en landing](#)
29. [ALAR – Approach and Landing Accident Reduction](#)
30. [Besturing gedurende approach en landing](#)
31. [De Goaround](#)
32. [CWS-systeem](#)
33. [Tijd en headings](#)
34. [Aanvullende technische informatie](#)
35. [Het traject over de grond](#)
36. [Inboard flap separatie](#)
37. [Eindconclusie technische analyse](#)
38. [Aanvullend commentaar op gegevens en aspecten van beide AvioConsult analyses.](#)
39. [Conclusies en aanbevelingen uit het officiële Portugese Rapport van Ongeval](#)
40. [Errors](#)
41. [DC-10 HSI](#)
42. [Wing failure analyse](#)
43. [Raad voor de Luchtvaart](#)
44. [Visuele illusies](#)
45. [Ontstaan van de hoge daalsnelheid](#)
46. [Radiohoogte versus daalsnelheid](#)
47. [Approach charts](#)

- 48. [Autothrottle / Speed Command](#)
- 49. [Onderhoud van het landingsgestel van de DC-10 PH-MBN](#)
- 50. [Visualisatie laatste 20 seconden](#)
- 51. NLR-rapportage

1. Synopsis

Date of the Accident	: 21 December 1992, 07.33.20 UTC
Place of the Accident	: Faro Airport Latitude 37°00'46"N Longitude 07°57'53"W Elevation 7 m (24 ft)
Nature of Flight	: Non Scheduled Passenger Transport
Flightnumber	: MP 495
Owner	: Netherlands Government, Netherlands Air Force
Operator	: Martinair Holland N.V.
Occupants	: Cockpitcrew : 3 Cabincrew : 10 Passengers :327
Results	: 56 killed, 106 serious injuries, 176 minor or no injuries. Aircraft destroyed Light damage to Runway 11 of Faro Airport

2. Summary of the accident

On 21 December, 1992, a DC-10-30F aircraft registration PH-MBN, with 327 Passengers and 13 Crewmembers on Board, executed an approach to Runway 11 at Faro Airport, for a landing.

An active Thunderstorm Formation was approaching the airport.

The aircraft made a hard landing on the left hand side of Runway 11.

The Right Landing Gear fractured, followed by the separation of the Right Wing from the Fuselage, starting a rotation of the aircraft along its longitudinal Axis.

The aircraft slid to the right and off the runway, broke into two main sections and caught fire.

Several passengers and crewmembers were killed.

3. Factual Information

The times mentioned in this report are referring to the ATC communications clock, except when another reference is mentioned. In Annex 5 is a conversion- table of simultaneous hours.*

*Note: Deze Analyse gebruikt als tijdsreferentie UTC of waar aangegeven seconden tot Touchdown (T)

4. History of the flight.

The aircraft operated on a non-scheduled public transport flight MP 495 from Amsterdam to Faro.

It took off from Schiphol Airport at 04.52 UTC with ETA Faro at 07.28 UTC.

Cruising level used was FL 370 with a TAS of 477 kts, as planned.

The effective duration of the flight (from take-off to touchdown) was 2.41 hours which did not differ significantly from the time previewed in the operational flightplan which was 2.36 hours.

The pilot in command occupied the left seat and the first officer, which performed the function of P.F. the right seat.

Before take-off, available meteo information related to Faro airport, was gathered at Schiphol Meteo Office and the Flight information Office.

The VOLMETs received during flight from Bordeaux and Lisboa did not indicate changes regarding the available information before flight.

The captain examined satellite pictures which showed a low pressure area over the Atlantic, near the South coast of Portugal. The forecast indicated isolated thunderstorms and rainshowers.

On board of the aircraft were three flightcrewmembers, ten cabin crewmembers and 327 passengers.

The aircraft departure was delayed for about 40 min, due to a deficiency in the reverser of the no 2 engine, which was inhibited by the maintenance team in Amsterdam.

The aircraft was refuelled in Amsterdam and it was determined that the amount of fuel on board was correctly computed for the flight.

It included the trip fuel, alternate and reserve fuel, totalizing 31.000 kg.

After take-off the flight proceeded normally according to flightplan, without incidents.

At 06.56:00 UTC the captain announces "and here are the wipers."

At 06.56:09 UTC the F.E. refers to the computed approach speed: "Speeds ... they are two three seven, on nine five, one six one, fifty land is one three nine.

The mentioned speeds coincide with the speed bugs which were found on both airspeed indicators after the accident.

At 06.54:56 UTC. The first officer performs the crew briefing.

At 06.57:50 UTC. The captain recommends to the First Officer a landing "not too soft".

"You have to make it a positive touchdown then".

At 06.58:45 UTC. Lisboa Control Centre instructs MP 495 to proceed direct to Faro.

At 07.00:54 UTC the captain and the copilot were reviewing procedures and facilities for the approach, making reference to the existence of PAPIS, to the nonexistence of approach light system and to the fact that NAV AID VOR, which was to be used, was not aligned with the runway.

At 07.02:39 UTC. The F.E. begins performing the descent checklist which is concluded 28 sec. later.

At 07.03:42 MP 495 requests clearance from Lisboa Control Centre to start descent to Faro and Lisboa Control Centre clears MP 495 to descent to F1250 16 sec. later.

At 07.03:42 UTC MP 495 asks for clearance to descend to Faro from Lisbon Control Center, and CCRL cleared the descent to FL 230, 16 seconds later.

At 07.05:17 The Captain informs the F.O. of the Meteo conditions, transmitted by Lisboa Control Centre to MP 461, at 07.02:47 and mentions the need of 2.000 m visibility for a VOR approach.

From registrations made at 07.04:00, on the aircraft flight log, on top of descent it was verified that fuel remaining was 12 tons.

This commission found that the Aircraftlog was registered at the positions T.O.C. (top of climb)N.T.S. (VOR DME Nantes) and T.O.D. (top of descent).

The crew completed the Landing Data Chart for the approach and landing according to the model in the AOM (annex 3).

At 07.05:53 The captain decides: If it is not possible to land at Faro proceed direct to Lisboa, adding that it would not be a problem.

At 07.07:25. Lisboa Control Centre clears MP 495 to descent to FI 70, and MP 495 acknowledges three sec. later.

At 07.08:03. The First Officer states that he can not see anything on the radar and a conversation follows between Captain and F.O. on the possibility of radar returns from the right at 10 km distance.

At 07.09:36. Lisboa Control Centre instructs MP 495 to descent to FI 070 and to contact Faro on 119.4 MHZ, which MP 495 acknowledges 6 sec. later.

At 07.09:44. MP 495 contacts Faro Approach Control, reporting its position and reporting that it was leaving FI 240 and descending to FI 070.

At 07.09:58. Faro Approach Control confirms the clearance of Lisboa Control Centre and provides landing instructions, including Meteo data. This message is acknowledged by MP 495, 41 sec. later.

At 07.14:01. The F.O. mentions that the weather is extremely bad.

At 07.16:23. A cabin crew member asks the crew about the weather conditions at Faro, and the

captain answers that the weather is extremely bad.

The whole approach was performed by the F.O. as P.F., according to the procedures of "Manual Crew Coordination" established in the crew briefing, the Captain being P.N.F.

According to crew statements:

During descent and approach, the Captain detects on the weather radar several returns, corresponding to rain showers located West and South of the field. This last one at a distance of more than 50 miles.

During the outbound leg of the procedure he detected a Cb West of the field between 7 and 12 miles DME.

During descent the F.E. noticed a return South of Faro at an estimated distance of 10 miles.

The crew realises from the communication between Faro Approach and flight TP 120 that South of Faro there was what they identified as rainshowers, but according to the captain of TP 120 it was a thunderstorm cloud.

During the whole approach the aircraft experienced light turbulence and occasional moderate turbulence.

By the time when turning final, about 8 miles DME, turbulence of a degree superior to moderate, could have been found and if so, it would be related to the returns detected in the weather radar, west of the field. During final approach light to moderate turbulence was encountered.

The aircraft was flying in and out of clouds and the forward visibility was not good. Continuous rain was experienced in some occasions, namely near the threshold where due to the rain, the visibility was very poor.

Nevertheless, immediately before the threshold, visibility was good.

At 07.19:51. Faro Approach Control informs Flight TAP 120, when clearing it for take-off, that the wind was 150° with 24 knots.

At 07.20:10. Faro Approach Control clears MP 495 to descent to 4000 ft, in order to cross FI 60 at a distance not less than 10 n.m. DME. MP 495 acknowledges the message 6 sec. later. According to crew statements the aircraft was flying in clear sky at 4000 ft when passing overhead Faro with the airport and MP 461 visible.

At 07.23:42. The F.O. asks: "Slats Take-off. 3 Sec. later, the sound of selection and confirmation by the Captain is recorded.

At 07.24:19. The F.O. asks: "Flaps 15", which was confirmed by the Captain 47 sec. later.

At 07.24:34. Faro approach Control instructs MP 495 to descent to 3000 ft, which MP 495

acknowledges 2 sec. later.

At 07.24:58. Faro approach Control, when clearing MP 461 for landing, informs that the wind is 150° with 20 knots and that the runway was flooded, and at 07.25:35, the same flight was informed that the wind was from 130° with 18 knots, gusting to 21 knots.

At 07.25:57. MP 495 informs to be overhead and leaving 4000 ft to 3000 ft.

At 07.26:05. Faro Approach Control acknowledges the MP 495 message and clears him to descent to 2000 ft. MP 495 acknowledges this message 7 sec. later.

At 07.28:56. Faro Approach Control instructs MP 495 to report at minimums or runway in sight, informing him about the runway condition: Runway surface condition are flooded. MP 495 acknowledges this message 9 sec. later.

At 07.29:37. The landing gear was selected down at a distance of about 7 n.m. DME Faro VOR (VFA).

At 07.30:01. The F.O. asks for Flaps 35.

At 07.30:18. The autopilot was changed from Altitude hold to Vertical speed. The F.O. requests Flaps 50 °, confirmed by the Captain 4 sec. later, and then the aircraft was configured for the landing.

At 07.30:41, at 1830 ft the flaps were extended to a position of 52°.

At 07.30:47. The Captain transmits to the crew the wind information derived from the Area INS. "Wind is coming from the right, thirty knots, drift twelve degrees, so you make it one two three or so."

At 07.31:00 UTC. At 1200 ft and approximately 4 miles out, according to the captain's statement the runway was perfectly visible.

At 07.31:01. The F.O. request the start of the landing checklist which was completed 28 sec. later.

The descent was performed with the F.O. as P.F. with the autopilot in command. At an approximately radar altitude of 560 ft the autopilot switched from CMD to CWS. This last action, according to the CVR being initiated by the F.O.

Later, at about 80 ft radio altitude, the CWS was switched off and the aircraft control was manual, probably due to opposite actions on the control wheel by the captain and the copilot.

One of the autopilots remained disconnected during the whole procedure, according to the AOM procedure.

At 07.31:17. The F.E. during the checklist, announces "spoilers" and 6 sec. later these were armed.

At 07.31:37. Approach Control requests from MP 495 information about its actual position. MP

495 informs 3 sec. later that it is 4 miles out.

At 07.31:58. At an altitude of 995 ft and a speed of 140 knots, an oscillation starts with values of vertical G between + 0.75 G and + 1.25 G.

At 07.32:04. Windshield wiper operation starts.

At 07.32:08. MP 495 reports on final.

At 07.32:10. With the aircraft at 815 ft (797 radar altitude) a fluctuation starts in the flight parameters.

At 07.32:11. Approach Control asks MP 495 if he has the runway lights in sight, which was confirmed by MP 495 3 seconds later.

At 07.32:14. MP 495 reports lights in sight.

At 07.32:15. Approach Control clears MP 495 for runway 11, and the information that the wind is 150° with 15 knots, gusting to 20 knots.

MP 495 acknowledges the message 8 sec. later.

At 07.32:15. The start of synchronized oscillations of NI, between 55 and 105%.

At 07.32:23 UTC. The copilot selected the A.P. to CWS at an altitude of about 580 (RA) when an increase of oscillations in the flight parameters was verified. The switching of the A.P. to CWS took place two seconds later (07.32:25).

At 07.32:25. Approach Control asks MP 495 whether the lights were too bright. MP 495 answered three sec. later that they were alright and they should be kept as they were.

There were no further communications from and to MP 495 until the end of the flight.

At 07.32:30 UTC. The F.E. points out the skipping of the 500 ft call, but four seconds later the standard crew coordination procedure associated with this call would be completed through the confirmation by both pilots and F.E. that clearance to land had been received.

The applicable checklists at this flight fase, (approach and landing), were performed satisfactory. As a whole, it was found that the crew coordination procedures were performed in a satisfactory way.

At 07.32:34. The F.O. warned: "PAPI" which was confirmed by the captain 1 sec. later.

At 07.32:50. The Captain warns about the airspeed: "Speed a bit low, speed is low". And confirms 4 sec. later: "Speed is O.K."

At 07.33:00. The F.O. asks for windshield anti-ice, stating "Windshield anti-ice. I don't see anything".

At 07.33:03. The F.E. gives the following warning: "You're at fast", meaning that the wipers had

been selected to high speed.

At 07.33:05. The Captain warns: "A bit low, bit low, bit low" and acknowledgement by the F.O. is obtained 2 sec. later.

At 07.33:07. At 150 ft radar altitude, autothrottle applied power up to 102 %. The aircraft leveled off and the airspeed stabilized.

During final, the Captain, at about 200 ft, noticed lightning to the South.

At 07.33:10. The captain warns: wind of 190° with 20 kts. The autopilot changes from CWS to manual.

At 07.33:12. The C.A.S. starts decreasing in a continuous way and it falls below the reference speed at 07.33:15. The throttles were reduced to approximately 40%, the aircraft pitch attitude was maintained. A rudder deflection was registered reaching a maximum deflection of - 22.5°. The rotation along the longitudinal axis (roll) reaches 1.76° (right wing up).

At 07.33:15. The aircraft was at a radio altitude of 70.6 ft with the left wing down, and correction was applied for right wing down.

At 07.33:18. The radar altimeter audio starts, indicating passing 50 ft.

At 07.33:19. The Captain warns "Throttles" and the sound of the throttle levers advancing follows.

At 07.33:20. The aircraft contacts the runway and 2 sec after the aural warning for landing gear not down and locked sounds.

One second after contact with the runway the indicated airspeed shows 126 kts, a roll excursion of + 5.62° left wing up and a pitch attitude of + 8.790° nose up. A vertical acceleration of 1.9533 G. was registered and the magnetic heading was 116,72°.

About 3 to 4 sec. before contacting the runway the Captain took action, pulling the elevator to pitch up, almost at the same time when there was an increase in the engine power by the captains initiative.

Three sec. later spoilers no 3 and 5 extended and the aircraft had a bank of +25.318° (left wing up).

At 07.33:28. Roll angle reached +96.33°, with a pitch of - 6.390° nose down, heading was 172.62°.

The first contact with the runway was made by the right main landing gear, on the left hand side of runway 11.

The bogie of the right undercarriage, due to the hard landing, fractured as well as the various structural components of the retraction mechanism.

After the collapse of the right landing gear, the right engine and right wingtip contacted the runway. The right wing suffered total rupture between the fuselage and the right engine.

The aircraft slid along the runway for about 30 meters and gradually moved to the right, supported by the center landing gear.

The rolling movement on the longitudinal axis to the right continued increasing during the trajectory until the aircraft was upside down, as confirmed by the damage to the right horizontal stabilizer, which was fractured near the root, the vertical fin, which fractured near the nacelle of the engine no 2, engine no 2 intake showed signs on the upper side to have been in contact with the runway, as well as the upper skin of the forward fuselage section.

After the rupture of the right wing, fire developed and enveloped the fuselage from the right to the left.

The right wing followed a trajectory next to the aircraft up to the area it came to rest.

The aircraft left the runway at the right hand side with an track of about 120°, in an inverted position.

The presence of ground and vegetation on the upper side of the cockpit confirms the position of the aircraft when it left the runway.

When leaving the runway and entering the runway edge, with soft and flooded ground due to the torrential rain that fell on Faro airport, the aircraft rolled left and the left wing bottomside dug into the ground, desintegrated partially and the fuselage broke into three sections.

It came to rest with the rear section in a normal position and the front section on the left side with the windows and doors contacted the ground.

The fuel flowing from the tanks caused explosions followed by fire, causing the destruction of the rear fuselage up to the rear pressure bulkhead.

The forward part of the fuselage was not affected by the fire.

The accident occurred at 07.33:20 UT, in dusk light conditions.

The Faro airport location is 37.00.46 N. 007.57.53 W and elevation 24 ft.

Note:

Deze tekst is letterlijk overgenomen uit de onofficiële vertaling van het Portugese Rapport. De gemaakte fouten in de vertaling naar het Engels zijn daarbij bewust niet gecorrigeerd met name omdat de essentie van het verslag er niet door is aangetast.

5. Vluchtvoorbereiding

Vlucht MP 495 was een charter vlucht uitgevoerd door Martinair, met een volledige Martinair cockpit- en cabinebemanning.

De cockpit bemanning bestond uit de Captain (gezagvoerder), een First Officer (copiloot) en een Flight Engineer (boordwerktuigkundige).

De vluchtvoorbereiding voor de vlucht naar Faro was, wat de route betreft, eenduidig. De bijzondere aandachtspunten voor de crew waren de weersvoorspelling van het vliegveld van Faro en de technische staat van het vliegtuig bij vertrek.

Technische staat van het vliegtuig

Rapport van Ongeval

1.6.3 PENDING DEFICIENCIES

The technical log was recovered on site and the inputs from 05 Dec. 92 up to the date of the accident were verified.

Additionally the Operator supplied the list of pending deficiencies since 10 Nov. 92 up to the date of the accident.

The items pending at the date of the accident did not affect the aircraft airworthiness.

However, dispatching the aircraft from Amsterdam with #2 Engine reverse unserviceable, violated the dispositions stated in the AOM (Dispatch Deficiency Guide) which made landings in Amsterdam mandatory with 3 operating reversers.

Vertrek van een vliegtuig met een technisch mankement wordt gereguleerd in de Dispatch Deficiency Guide, een hoofdstuk uit het vliegtuighandboek (Aircraft Operating Manual). Dit is een wettelijk document waaraan gehoor gegeven moet worden. De DDG is zelf weer een afgeleide van de Master Minimum Equipment List.

Het technische probleem betrof de fan thrust reverser van motor #2 (staartmotor)

★ - Thrust Reversers

One fan thrust reverser may be unserviceable provided:

- . Aircraft shall not depart a station where repair or replacement can be made.
- . The unserviceable fan thrust reverser is secured and stowed according to MAI 78-00-01.
- . When dispatching from a wet or contaminated runway, the thrust used for take-off shall not be less than full A rating.
- . Asymmetric thrust reverser configuration does not seriously affect directional control due to the runway conditions at destination and/or alternate airports.
- . Anti-skid system is in Phase IV configuration.

De DDG lijkt bij eerste beschouwing een vertrek vanaf een station waar het onderdeel gemaakt kan worden niet toe te staan. Echter het item valt ook onder de noemer consult item dat met een sterretje wordt aangegeven: ★ - Thrust Reversers

Uit de introductie pagina van de DDG blijkt hoe er met een consult item omgegaan dient te worden. De filosofie is dat, indien een item niet op tijd gemaakt kan worden, het vliegtuig alsnog mag vetrekken mits dit door de crew geaccepteerd wordt nadat de ground-engineer hierover met hen in consult is getreden. De gezagvoerder heeft bij deze beslissing dus het laatste woord.

In het rapport van Ongeval wordt gesteld:

However, dispatching the aircraft from Amsterdam with #2 Engine reverse unserviceable, violated the dispositions stated in the AOM (Dispatch Deficiency Guide) which made landings in Amsterdam mandatory with 3 operating reversers.

Deze zin bevat een essentiële fout namelijk:

1. De navolgende zin over verplicht gebruik van reverse bij landingen op Amsterdam Schiphol staat niet in de Dispatch Deficiency Guide maar in hoofdstuk 3.3.6 op de specifieke Martinair pagina van het AOM.

AIRCRAFT OPERATIONS MANUAL DC-10	3.3 FLIGHT TECHNIQUES 3.3.6 Approach and Landing
<u>Additional information:</u> - Standard flapsetting for landing is 50°, alternate is 35°. This is due to the specific Martinair operation (e.g. high landing weights, short turn arounds). - The use of reverse on engine no 2 is always SCD. . Take into account indefinite delays that can be caused by technical problems at airports where repair is impossible or difficult. . Landing at Schiphol the use of reverse on all engines is compulsory. NOTE: In case the aircraft operates for an extended period without landing at Schiphol, reverse on engine no 2 should be considered at least once during each consecutive series of legs, preferably at an airport equipped with repair facilities.	

Deze pagina wijst erop dat bij landing op SPL, indien mogelijk, op alle motoren reverse gegeven moet worden. Deze eis wijst er dus niet op dat alle reversers beschikbaar moeten zijn bij dispatch naar Schiphol maar dat bij, beschikbaarheid van alle reversers, deze gebruikt moeten worden, zodat de dispatch van de volgende vlucht niet in gevaar komt, als onverwachts een reverser niet blijkt te werken.

Een operationele pagina zoals 3.3.6 zal dus nooit, op de wijze zoals gesuggereerd in het Rapport van Ongeval, verwijzen naar een DDG.

De reverser is op de correcte wijze gedeactiveerd waarna het vliegtuig met enige vertraging is vertrokken.

Conclusie:

Dispatch van MP495 met een unserviceable reverser van motor#2 was toegestaan. De tekst in de betreffende DDG-hoofdstukken en het gebruik van het begrip consult item was verwarrend.

Vliegplan

Het vliegplan en brandstofberekening voor de vlucht naar Faro gingen uit van een leeggewicht van het vliegtuig (Zero Fuel Weight) van 152,9 ton

Het computer vliegplan was uitgerekend voor een minimale brandstof hoeveelheid om de vlucht uit te voeren. De meest dichtbijzijnde uitwijkhaven (ALTN = alternate) was Sevilla (LEZL)

Uiteindelijk werd de brandstofhoeveelheid afgerond naar 31.000 kg i.p.v. de vereiste minimum hoeveelheid van 29260 kg. De extra hoeveelheid maakte het mogelijk om, tijdens de vlucht een andere uitwijkhaven te benoemen indien nodig door o.a. weersomstandigheden.

Deze 2^e uitwijk mogelijkheid was Lissabon (LPPT) waarvoor bijna 400 kg extra brandstof nodig was. De extra hoeveelheid brandstof was gebaseerd op het voorspelde weer van Faro waarbij een uitwijk, indien nodig, als gevolg van de weersomstandigheden een keus mogelijk maakte om naar Lissabon te gaan gebaseerd op de betere faciliteiten aldaar met name voor het transport van de passagiers. Het Rapport van Ongeval heeft hier verder niets over opgemerkt.

ANEXO 1

Pag. 4

23-DEC-1992 12:21

MARTINAIR HOLLAND NV

31 20 6011739

MCH495 21DEC PHMBN KLAF DC10-30 EHAM/LPFR

ESTZFW ACTZFW ESTLWT ESTTOW CRZ
152900 161710 181660 LRC

ETD: 0410 PROG: 2106
DBS: 2012

FL/AVG TAG 370/477
AVG COMP MOGS TTL ADIST 1150 NM

ETO/ATO	TIME	AWY	POSITION	MORA	TY	DISTANCE	GS	FL	TMP	TP	FUEL
...	...	...	EHAM	...	...	1135	...	...	...	...	29.9
...	006 0006	EXIT	LEKKO	...	180	032 1103	...	CLB	...	...	...
...	007 0013	UB31	NIK	...	20 206	050 1053	...	CLB	...	...	...
...	008 0018	UB31	TDC	...	20 200	033 1020	...	CLB	...	...	22.8
...	009 0018	UB31	CIV	...	20 200	005 1015	483	370	P04	34	23.7
...	010 0028	UB317	GORTU	...	25 197	075 0940	478	370	P04	34	22.5
...	007 0035	UA57	PON	...	20 250	052 0888	459	370	P03	33	21.8
...	004 0039	UR9	EVX	...	24 263	032 0856	461	370	P03	33	21.3
...	004 0043	UR9	LILAN	...	26 233	032 0824	466	370	P03	33	20.8
...	006 0049	UA5	BULOM	...	29 219	051 0773	468	370	P03	33	20.0
...	005 0054	UA5	ANG	...	26 218	039 0734	468	370	P03	32	19.4
...	005 0059	UA5	NTS	...	20 234	038 0696	467	370	P03	32	19.5
...	026 0125	UA23	PAYEL	...	20 208	196 0500	467	370	P03	32	19.0
...	007 0132	UA23	FERMO	...	104 207	056 0444	465	370	P03	32	19.0
...	016 0148	UA23	ZMR	...	104 206	127 0317	462	370	P04	32	18.1
...	009 0157	UA23	BARDI	...	67 207	064 0253	463	370	P04	32	18.1
...	005 0202	UA23	TELGA	...	67 207	040 0213	468	370	P04	32	11.5
...	006 0208	UA23	ELVAR	...	67 207	052 0161	471	370	P04	32	10.8
...	005 0213	UA23	TOD	...	67 207	034 0127	476	370	P05	31	10.3
...	006 0219	UA23	BEJ	...	67 207	040 0087	...	DSC	...	...	...
...	011 0230	UR72	VFA	...	30 182	067 0020	...	DSC	...	...	...
...	006 0236	ENTRY	LPFR	...	076 020	0000	...	DSC	...	...	0.4

ALTERNATE DIST COMP FL TIME BURN/BURN+30
LEZL SEVILLA 0150 P012 170 0028 03940/007130
LPPT LISBON 0172 P007 200 0031 04350/007520
GMTT TANGIER 0174 M007 210 0032 04450/007640

END PART 1 MCH495

ALTERNATE(S)
 LEZL N3725.2 W00553.9
 LPPT N3846.4 W00908.0
 GMTT N3543.4 W00034.6

INIT FL : 370 TDC-WND : 310/028 AVG CLIMB TRK
 DSC-WND : FL350 : 300/006
 FL250 : 200/007
 FL150 : 200/013

FUEL CORR ENDUR

019950 0236 TRIPFUEL INCL 01.0 PCT HIGH CONS

001680 3.0 PCT RR/CF ENR ALTN LPPT

007130 0058 ALTN LEZL PLUS 30 MIN HLDG

028760 0334

..... EXTRA (LDSB DFL 0037/1000 KG)

028760 0334 TAKE-OFF

000500 TAXI

029260 31220 0334 BLOCK

ACTUAL FLIGHT BKED

ARR TDOWN 0710

DEP AIRBORN 0410

BLOCK AIRTIME 0300 FUEL REM KG

WX LPFR = de gezagvoerder geeft
 aan dat de extra brandstof
 benodigd is vanwege de
 voorspelde weersituatie te Faro

Formeel gesproken zou het landingsgewicht bij de landing in Faro toegenomen moeten zijn met het gewicht aan extra brandstof minus het extra brandstofverbruik dat het meenemen van de extra brandstof kost. Dit laatste getal is niet bekend.

Het landingsgewicht ten opzichte van het vliegplan zou dan maximaal toenemen met het verschil tussen de actuele hoeveelheid brandstof (31000 kg) en de oorspronkelijk geplande blockfuel (29260 kg).

Het verschil is 1740 kg waardoor het theoretische landingsgewicht toeneemt van het geplande gewicht 161.710 kg naar 163.450 kg.

Dit gewichtsverschil is in de planningsfase geen kritische factor gebleken.

Weerrapporten

Er is door sommige onderzoekers gesuggereerd dat de voorbereiding van de vlucht door de flight-crew wat betreft de weersvoorspellingen onvoldoende zou zijn. Het officiële Rapport van Ongeval heeft dit niet benoemd. Er is gedocumenteerd dat de crew de benodigde weersinformatie (briefing) heeft verkregen zoals dit ook in het Martinair Basic Instructions Manual (BIM) werd vereist. De weersdocumentatie, in de vorm van een folder gebaseerd op het vluchtnummer en bestemming, werd altijd afgehaald bij de balie van de Meteorologische dienst op Schiphol. Er bestond dan de mogelijkheid om een mondelinge briefing te krijgen door de dienstdoende meteoroloog. Dit was echter niet wettelijk verplicht. Waarschijnlijk heeft de crew deze briefing dan ook niet gehad. Dat wil niet zeggen dat men onvoldoende voorbereid zou zijn. Immers bij buitenlandse luchthavens was zo'n briefing helemaal niet mogelijk en moest men ook vertrouwen op de in de meteofolder aangeleverde weersinformatie.

METAR FARO 04:00 UTC

Wind	: 140°/13 Kts
Visibility	: more than 10 km
Clouds	: 2/8 Stratocumulus 2000 ft
	: 3/8 Altocumulus 10.000 ft
	: 1/8 Cumulonimbus 2500 ft
Temperature	: 15°C
Dewpoint	: 14°C
QNH	: 1014.0 hPa

TAF FARO 04/13 UTC

Wind	: 150°/15 Kts
Visibility	: more than 10 km
Clouds	: 3/8 Stratus 500 ft
	: 4/8 Cumulus 1200 ft
	: 5/8 Stratocumulus 2000 ft

TEMPORARY

Visibilty	: 8000 m
During light to moderate rain	: 5/8 Stratus 400 ft
	: 5/8 Cumulus 1200 ft

INTERMITTENT

Visibility	: more than 10 km
Moderate thunderstorm clouds	: 218 cumulonimbus 1800 ft



218 = 2/8

6. Initiële nadering

In het Rapport van Ongeval wordt de gevlogen route geprojecteerd op de nadering zoals deze gepubliceerd was. De naderingsprocedure van de VOR-approach runway 11 heeft zijn oorsprong in het Portugese AIP. De gevlogen route op de overlay van de approach procedure is gebaseerd op een door NAV Portugal gecorrigeerde radarplot.

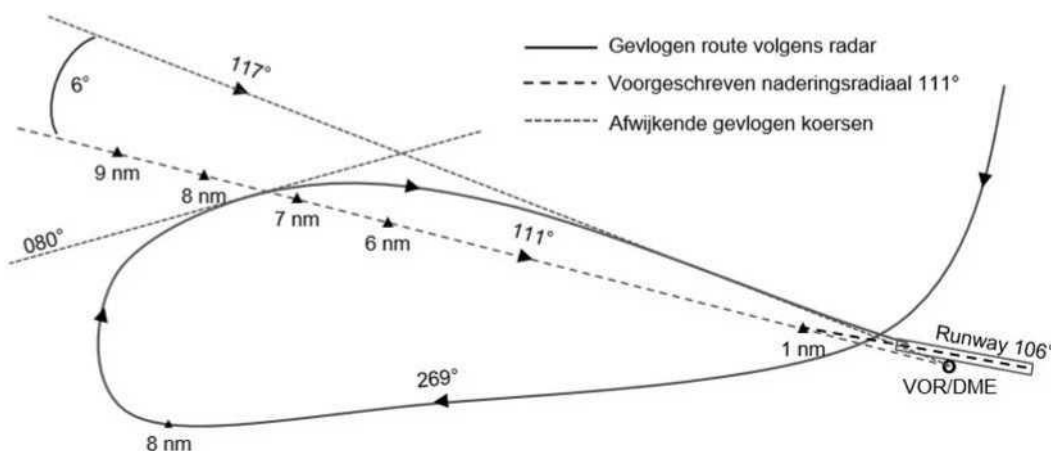
Geconstateerde beperkingen:

- De tamelijke grove weergave van de route zoals herleid uit de radarplots.
- De nauwkeurigheid van de radarplots van de gebruikte lange afstandsradar te Lissabon is onbekend en niet toegelicht bij de toegepaste correcties.
- De weergave van de VOR-approach runway 11 te Faro is gemaakt op basis van de in het Portugese AIP gepubliceerde nadering.
- De verschillen tussen de door de Martinair crew gebruikte Jeppesen kaart van de VOR-approach runway 11 zijn niet toegelicht.
- De onduidelijkheden in de wijze van presenteren op de naderingskaart hebben niet geleid tot een evaluatie van het ontwerp van de VOR-approach.
- De onwenselijkheid van de noodzaak, aan het einde van de nadering, tot het maken van een bocht op zeer lage hoogte, om het vliegtuig recht voor de baan te brengen is niet benoemd door de Portugese commissie noch door de Nederlandse Raad voor de Luchtvaart.
- Nieuwere naderingskaarten voor de Non-Precision approach van runway 11 (inmiddels hernoemd tot runway 10) laten nog steeds enkele tekortkomingen zien.

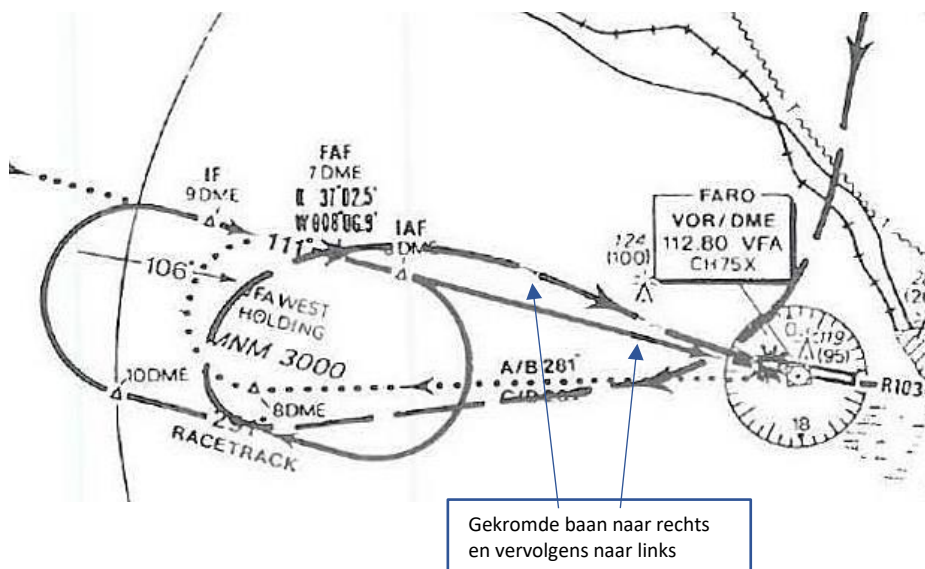
Om te komen tot een inzicht in de gevlogen route is gebruik gemaakt van de naderingstekening uit het RvO, de Jeppesen kaart van de VOR-approach runway 11, de radarplot, de AvioConsult tracktekening en de eigen Trackanalyse.

In Annex 12 van het RvO staat de approach chart van Faro met daarop ingetekend de baan die het vliegtuig volgens de gegevens van de verkeersleidingsradar vloog. Deze baan is door AvioConsult naar eigen zeggen overgenomen met de hieronder getekende nadering als resultaat. Toch zijn er op detailniveau wel degelijk verschillen tussen de tekening van Annex 12 en de AvioConsult tekening.

AvioConsult:



Figuur 1. Nadering vliegveld Faro uit de Approach Chart volgens de Portugese verkeersleidingsradar. Bron: Portugese Rapport van Ongeval, Annex 12.



Bovendien bestaan er twijfels of de weergegeven baan wel klopt, met name het laatste deel van de nadering vanaf 7 nm van de VOR/DME tot het punt waarop het vliegtuig een hoogte van 200 ft boven grond heeft. De AvioConsult track is een rechte lijn met een track 117° terwijl de track uit Annex 12 een gebogen lijn is met een kromming naar rechts en dan naar links.

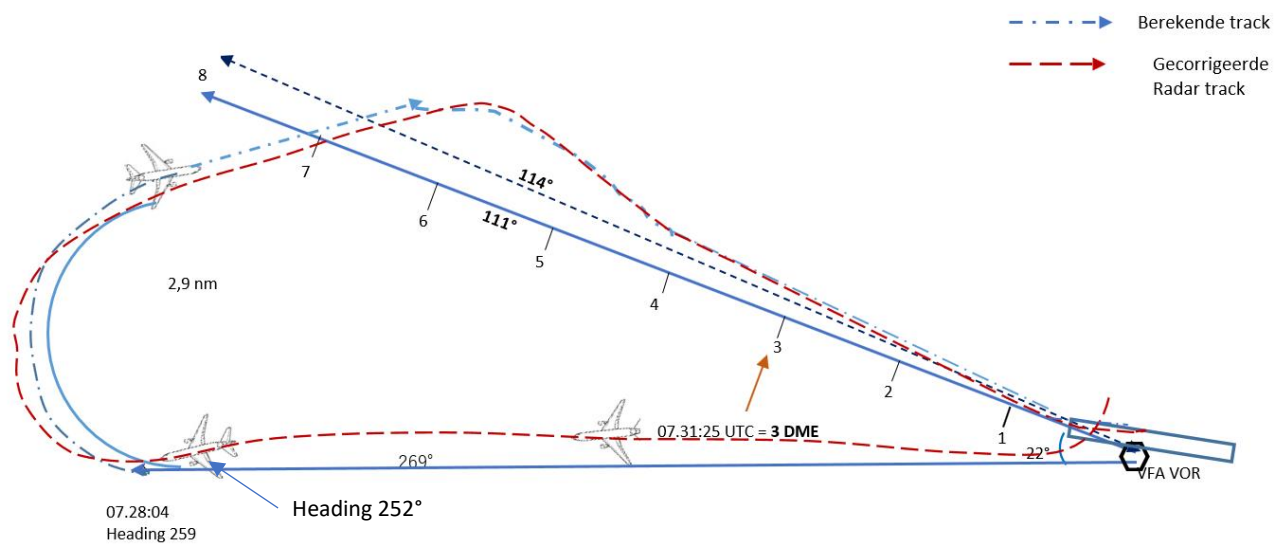
Theoretisch lijkt de Track herleiding op basis van Heading en Wind zoals gehanteerd door AvioConsult te kloppen. Er zijn echter fouten geconstateerd in de herleiding van de heersende wind op 2000 ft en de herleiding van de werkelijk gevlogen VOR radiaal en grondkoers.

Ook is het de vraag of de tekening van AvioConsult wel genoeg overeenkomst vertoont met de radar-plot uit het officiële ongevalsrapport.

De Tracks van de radarplot zoals afgebeeld met een overlay op de Approach Chart van de VOR-approach te Faro lijken initieel wel erg grof voor een goede analyse. Deze is namelijk niet gemaakt op basis van de gegevens van een Airport Surveillance Radar. Enroute radarsystemen draaien met een relatief lage snelheid van 4 tot 6 omwentelingen per minuut. Dit geeft een verminderd aantal echo's en dus minder plotbare punten. Het aantal plots is 12/min. Toch heeft NAV Portugal op basis van de radarplots de route in lengte- en breedtegraad punten benoemd. De afbeelding van de overlay tracks op de eindnadering suggereert een gebogen track waarbij het vliegtuig zeer langzaam naar de gewenste radiaal 111° toe kroop.

De nauwkeurigheid van de radarplot staat misschien ter discussie maar deze vertoont veel gelijkenis met de analyse van de track die berekend is. Hierop wordt naderhand ingegaan bij de Track analyse. Daarnaast is er sprake van een afnemende windsterkte op lagere hoogte. Dit resulteert in een track die geleidelijk aan naar rechts verschuift bij een constante heading (123°) zoals deze op het glareshieldpanel in de cockpit stond geselecteerd.

Na het overvliegen van de Faro VOR moest de radiaal 269° gevolgd worden. Tot halverwege het 8 DME punt op de radiaal 269° was het vliegtuig nog aan het dalen en werd, volgens de radarplot, een heading gevlogen om de 269° radiaal te intercepten. Deze interceptie werd pas bereikt rond het punt op 8 nm. In de AvioConsult analyse werd aangenomen dat de heading van dat moment (252°) en de vereiste grondkoers (269°) daarmee bij elkaar hoorden. Op basis van het hoekverschil ($269^\circ - 252^\circ = 17^\circ$) en de True Airspeed van het vliegtuig werd herleid dat de wind 190/50 kts moest zijn.



Echter de heading 252° die gevolgd werd tot 8 nm was nodig om op de radiaal 269 te komen en niet om erop te blijven. Daarom is de gecalculeerde wind 190/50 dus incorrect. Bij aanvang van de eindnadering op 2000 ft benoemt de gezagvoerder de heersende wind als 190/30 kts. Deze wind moet correct zijn. Boven 2000 ft kan de wind dus harder geweest zijn maar op het moment van indraaien vanaf de radiaal 269° naar een heading 080° is het vliegtuig op 2000 ft en is de meest waarschijnlijke wind 190/30.

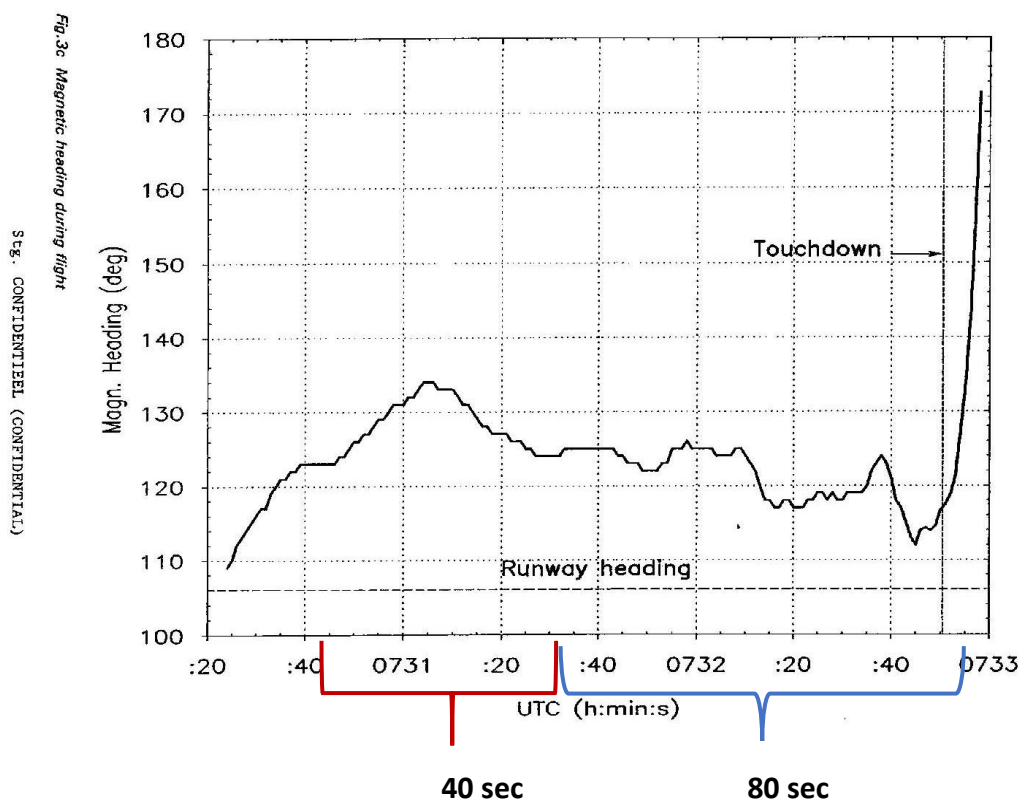
De radiaal 114°

In het officiële Portugese rapport noch in het rapport van de Raad voor de Luchtvaart is melding gemaakt van de foutief ingestelde radiaal aan de zijde van de F/O. Deze instelling blijkt niet de, bij de VOR-approach behorende, radiaal 111° te zijn maar de radiaal 114°. De [foto van de cockpit](#) genomen door een vliegtuigspotter van de cockpit na het ongeval laat deze foutief ingestelde radiaal duidelijk zien. Onbekend is waarom over de navigatie instelling niets is gepubliceerd. De officiële foto welke deel uitmaakt van het ongevalsrapport laat de cockpit zien onder een andere invalshoek en daarop is de instelling van de HSI's niet te zien.

Op de HSI van de F/O was de ingestelde radiaal de enige indicatie waarop hij kon navigeren. Doordat hij de radiaal op zijn Course selector niet zelf heeft geselecteerd (zie CVR-transcript) heeft hij de foutieve setting van radiaal 114° nooit gezien. Het lijkt bijzonder onwaarschijnlijk dat de F/O niet geprobeerd zou hebben zo dicht mogelijk bij op de aan zijn zijde ingestelde radiaal te komen, zeker in de beginfase van de nadering waarbij hij de volledige ondersteuning van de Autopilot had. Aan de groundtrack valt al af te lezen dat het vliegtuig na het indraaien naar heading 080° onmiddellijk moest beginnen met het in landingsconfiguratie brengen, de laterale navigatie naar radiaal 111° en het volgen van het glijpad. Omdat de crew zich niet realiseerde dat de landingsconfiguratie geselecteerd moest worden voordat de interceptie van de inbound radiaal plaats zou vinden, volgden de vereiste verandering in configuratie en snelheid elkaar te snel op. Dit ging ten koste van de vereiste nauwkeurigheid van lateraal en verticaal navigeren. Dit veroorzaakte niet alleen de laterale overschrijding van het approach pad maar ook de instabiliteit van de approach qua glijpad en configuratie.

7. De eindnadering

Bij een wind van 190/30 en de snelheid en configuratie zoals gevlogen door MP 495 treedt de overshoot van de radiaal 111 niet op omdat de bochtstraal slechts 2,4 nm is. De verklaring voor het feit dat er wel degelijk een overshoot van de radiaal 111 ° heeft plaats gevonden zou dan ook gezocht moeten worden in de initiële heading van 080° om de radiaal te intercepten. Als deze heading te lang is vastgehouden en pas bij het aansnijden van de radiaal of kort daarvoor verder naar rechts werd opgestuurd zou de gevlogen groundtrack verklaarbaar zijn. Dit blijkt ook zo te zijn gebeurd volgens [De Trackanalyse](#). Het blijft echter wel vreemd dat in zo'n geval de afwijking op de HSI van beide vliegers t.o.v. de gewenste radiaal niet benoemd is tijdens de nadering noch gecorrigeerd. Een mogelijke verklaring ligt in het feit dat de F/O de afwijking van de radiaal wilde corrigeren met een heading van 135° die te zien is op de DFDR readout. De opmerking van de gezagvoerder op de CVR bij 5 DME over de heersende wind en drift met een opvolgende suggestie van heading 123° doet de F/O zijn geselecteerde heading reduceren van 134° naar 123° zoals uit de DFDR readout blijkt. Dit gebeurt op het moment dat hij de radiaal 114° aansnijdt. Het is deze radiaal die aan zijn kant op de HSI Course selector is ingesteld. Om de radiaal verder te volgen accepteert hij de vooraf door de gezagvoerder gesuggereerde heading. Deze heading van 123° is gedurende de rest van de nadering gehandhaafd en is nog net zichtbaar op de cockpit foto van na het ongeval. De heading 123° zou echter niet voldoende zijn om de radiaal 114° vast te houden bij een constante wind van 190°/30 kts. Omdat de wind afnam naar 190°/20 kts wordt de track over de grond 115°. Vanaf 07.32.10 tot 07.32.40 werd de heading gemiddeld ongeveer 120° wat bij de dan heersende wind een track van 112° oplevert. Het vliegtuig dreef nog iets verder naar links weg. De opmerking in de analyse van AvioConsult dat de gevlogen heading 125° was op 80 seconden vóór de landing is correct maar de ingestelde heading werd niet strak gevolgd in het daaropvolgende tijdsbestek. Ook was de heading gedurende 40 seconden hieraan voorafgaand meer dan 123°. Dit is conform de actie van de F/O om de radiaal 114°, die abusievelijk was ingesteld, te intercepten.



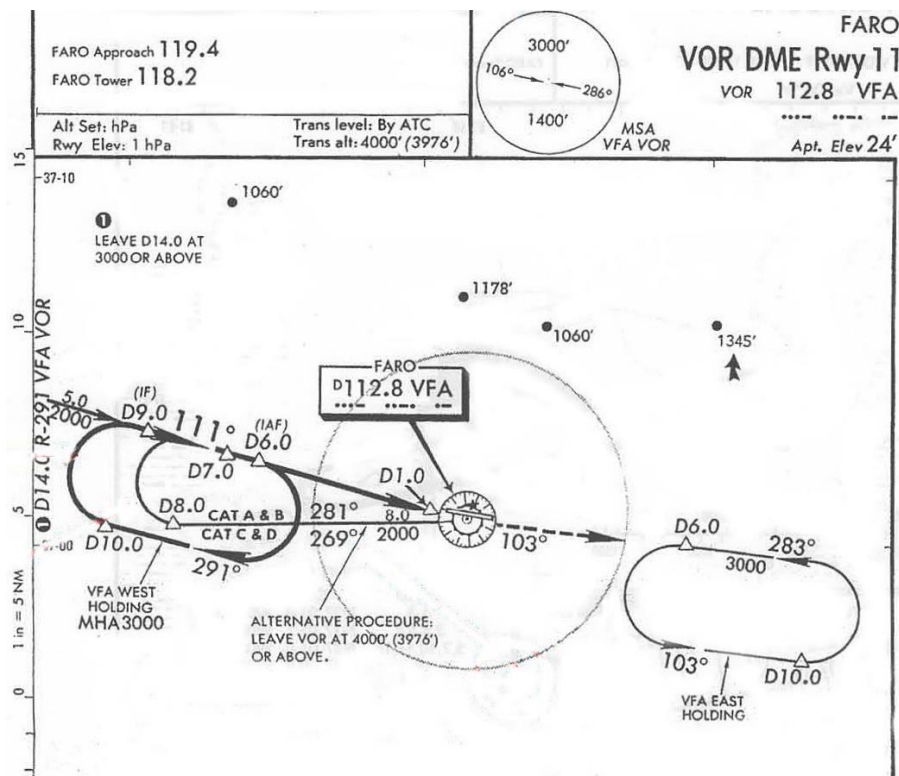
Concluderend: het is waarschijnlijk dat de F/O dicht bij de **ingestelde** radiaal heeft gevlogen. Maar, zoals al eerder is gezegd, de instelling van zijn HSI was gebaseerd op de radiaal 114° en niet radiaal 111° die gevlogen had moeten worden volgens de gepubliceerde procedure. Het bewijs hiervoor is zichtbaar op de [foto van de cockpit](#) die na de crash is genomen. De Pilot Flying (de F/O) houdt zich in het Martinair concept van crew coordination bezig met het correct navigeren en de Pilot Monitoring (in dit geval de gezagvoerder) met hoogte versus afstand, radio en uitvoeren van checklists. De gezagvoerder stelt de inbound radiaal 111° in op de CRS selector van de HSI van de F/O (zie CVR: “I will give you one one one”) Er is echter een verklaring mogelijk voor het feit dat de ingestelde radiaal niet 111° was maar 114°. Als de gezagvoerder als Pilot Monitoring een opdracht krijgt om de heading 080° in te stellen terwijl hij de radiaal 111° probeert te selecteren is het mogelijk dat hij deze laatste selectie nooit heeft afgemaakt maar voorrang heeft gegeven aan het, op commando van de Pilot Flying, instellen van de gevraagde heading 080°. De ingestelde course bleef ingesteld op de waarde die de gezagvoerder had ingesteld op het moment dat de F/O om de heading 080° vraagt. Deze waarde is 114° in plaats van 111° en dit werd daarna niet meer gecorrigeerd.

Als de F/O zelf de Heading knop verdraaide naar 080° dan zou de gezagvoerder geen “zero eight zero” gezegd hebben zoals op de CVR recording staat maar “checked”. Het herhalen van de heading door de gezagvoerder lijkt dus een bevestiging dat hij als Pilot Monitoring op verzoek van de Pilot Flying de Heading knop verdraaid heeft. (De gezagvoerder was immers al met een selectie bezig van de VOR radiaal en dan had de F/O over de arm van de captain heen moeten reiken om zelf een heading te selecteren) Dus hoewel de F/O als PF zelf selecties mocht maken omdat de Autopilot engaged was gaf hij er op dat moment de voorkeur aan om de HDG-selectie aan de PNF op te dragen.

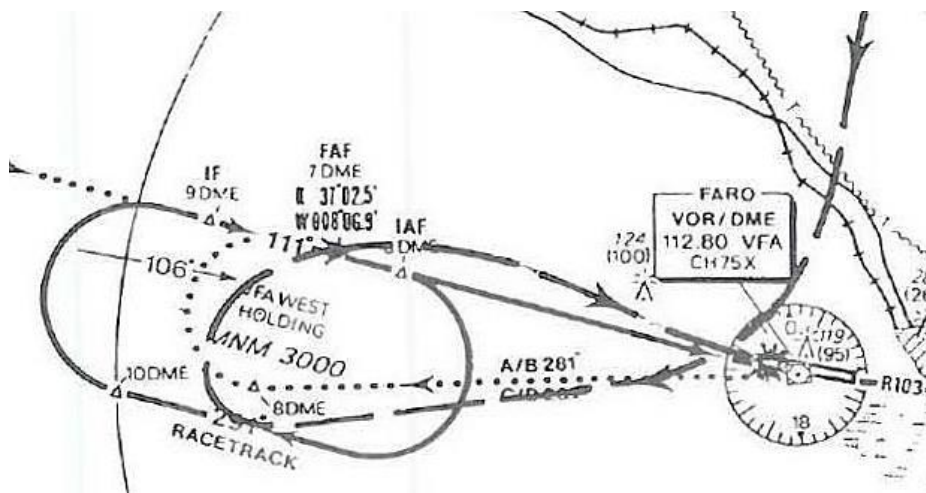
Cockpit Voice Recorder transcript

07:27:53	Capt	Approaching eight miles	
07:27:54	F/O	yes	
07:27:56	Capt	I'll give you one one one	
07:27:57		sound of selector knob	sound = VOR Course selector
07:28:01	F/O	over right, heading zero eight <u>zero</u>	
07:28:04	Capt	 zero eight zero	

De enige dan nog resterende check op de correcte koers zou zijn als de gezagvoerder de afwijking van de radiaal 111° zoals die op zijn eigen HSI was ingesteld had opgemerkt. Dit is niet gebeurd als we de CVR daarvoor als bewijs nemen. Deze kant van de monitoring functie kan duidelijk te lijden hebben gehad van het feit dat de gezagvoerder op 4 nm afstand de baan al had gezien. Bij zicht op de baan is het voor de PF makkelijker om de laterale besturing te doen. Daarmee verschuift een gedeelte van de ondersteuning van de PM meer naar het handhaven van het verticale pad. De DFDR readout met de headings zou tevens een verklaring kunnen zijn voor de gebogen track lijn die in de radar plot van het RvO te zien is. Daarmee wordt het logischer om aan te nemen dat de F/O dichter bij de, op zijn paneel ingestelde radiaal 114°, heeft gevlogen met een actuele groundtrack van 115° dan op de VOR-radiaal 117°.



Jeppesen VOR-approach kaart



AIP VOR-approach met track overlay

Er is onduidelijkheid of MP 495 de bocht naar de approach radiaal 111° wel mocht inzetten op 8 DME. Waar de kaart in het AIP daarin te wensen overlaat is de Jeppesen kaart overduidelijk. ATC had MP 495 ook geklaard via de 269° radiaal hetgeen geen andere approach mogelijkheid overlaat. De ongevalscommissie heeft deze onduidelijkheid niet benoemd noch het feit dat het begrip “Alternative Procedure” wel op de Jeppesen kaart stond maar niet op de AIP kaart.

Note: In de AvioConsult analyses wordt veelal gesproken over de radiaal 111° die in de instrument nadering naar Faro gevolgd moet worden. Hier wordt in feite bedoeld de radiaal 291° inbound. Dit is dus de magnetische grondkoers 111° naar de VOR toe. Om verwarring te voorkomen zal in dit document ook gesproken worden van de radiaal 111° om aan te geven dat het de magnetische grondkoers naar de VOR toe betreft.

Het is natuurlijk ook de vraag of de radarplot van het toenmalige radarsysteem in de buurt van Lissabon op deze afstand wel accuraat de groundtrack kon laten zien. Ook de zogenaamde radar-horizon speelt hierbij een rol. Er is geen documentatie van de nauwkeurigheid van het radarsysteem. Afhankelijk van het systeem kan een fout van tientallen maar ook van honderden meters optreden op een afstand van meer dan 100 nm. De foutmarge van het Lissabon radarsysteem is niet weergegeven in het Rapport van Ongeval. Wel spreekt het Portugese Ongevalsrapport van gecorrigeerde radarplots die hebben geleid tot de tekening van de waarschijnlijke track van MP495. Daarmee wordt duidelijk dat het vliegtuig, met grote waarschijnlijkheid, niet op de naderingsradiaal 111° vloog tot vlak vóór de baandrempel.

De cockpitbemanning heeft verklaard dat op ongeveer 200 ft hoogte het vliegtuig zich op het verlengde van de baan-as bevond. Hoewel deze verklaring niet met zekerheid is te onderschrijven is het wel zeker dat het vliegtuig in de laatste momenten voor de landing een **bocht** naar links maakte en, in combinatie met de aantrekkende en ruimende wind van rechts, op de rand van de baan landde. Hierbij kwam het linker hoofdlandingsgestel neer op de verharde linkerschouder van de baan. Dit betekent dat, terug redenerend, het vliegtuig uit de richting van de baan-as kwam. Dit effect wordt in de AvioConsult analyse noch in de rapportages van de Portugese onderzoekscommissie, NLR of de Raad voor de Luchtvaart benoemd. De tekening die in de AvioConsult analyse wordt gebruikt geeft de track van het vliegtuig weer als een constante waarbij het vliegtuig nergens de baan-as benadert en in een rechte lijn op de plaats van de uiteindelijke landing aanstuurt. De koersverandering die in de laatste seconden plaatsvond in het laterale vlak is daarbij niet benoemd noch weergegeven. De hellingshoek die het vliegtuig ondervindt is wel weergegeven in dezelfde tekening.

Het is zeker dat de koerswijziging en de rolhoek die op het laatste moment tot stand kwam veroorzaakt werd door de roerinput naar links door de F/O waarbij geen corrigerende actie plaats vond met rolroer om het vliegtuig op baankoers te houden. De laterale verplaatsing naar de linkerzijde van de baan werd al versterkt onder invloed van de heersende wind. Door het aantrekken van de wind in richting en sterkte gedurende de laatste seconden van de landing werd dit effect van zijwaartse verplaatsing mogelijk nog groter maar dit is moeilijk kwantificeerbaar.

De windrichting en -sterkte van 190°/30 kts op 2000 ft gedurende de nadering is logisch gezien de AINS windreadout die de gezagvoerder later uitleest als het vliegtuig het 5 nm punt op de eindnadering nadert.

8. De bocht naar de approach radiaal

Uit de verkeersleidingsradar-data in het Portugese Ongevalsrapport, Annex 12, zou blijken dat de bocht die gemaakt werd om de eindnadering te beginnen erg ruim was.

Uit de bochtstraal berekening blijkt dat het vliegtuig normaliter geen ruime overshoot van de inbound radiaal 111° gehad zou hebben zelfs bij een zeer krachtige zuidenwind. Immers bij het begin van de eindnadering rond 6 DME (iets beneden 2000 ft) is de AINS-wind die opgelezen wordt door de gezagvoerder 190°/30. Bij een veronderstelde wind van 190°/30 blijft de bochtstraal beperkt en zal er geen radiaal overshoot plaats vinden tenzij de heading 080° die gevlogen werd om de radiaal te intercepten te lang werd vastgehouden en/of de snelheid nog te hoog waardoor de bochtstraal onevenredig groot bleef.

Beide effecten lijken waarneembaar en zijn mogelijk te verklaren uit het feit dat het vliegtuig nog niet geconfigureerd was naar de vereiste landingsconfiguratie.

Bij een TAS van 166 kts is de bochtstraal 1,7 nm terwijl deze gereduceerd zou zijn bij een TAS van 140 kts naar 1,2 nm. Het te laat configureren heeft dus een bewijsbaar nadeel opgeleverd voor de nauwkeurigheid en stabiliteit van de nadering.

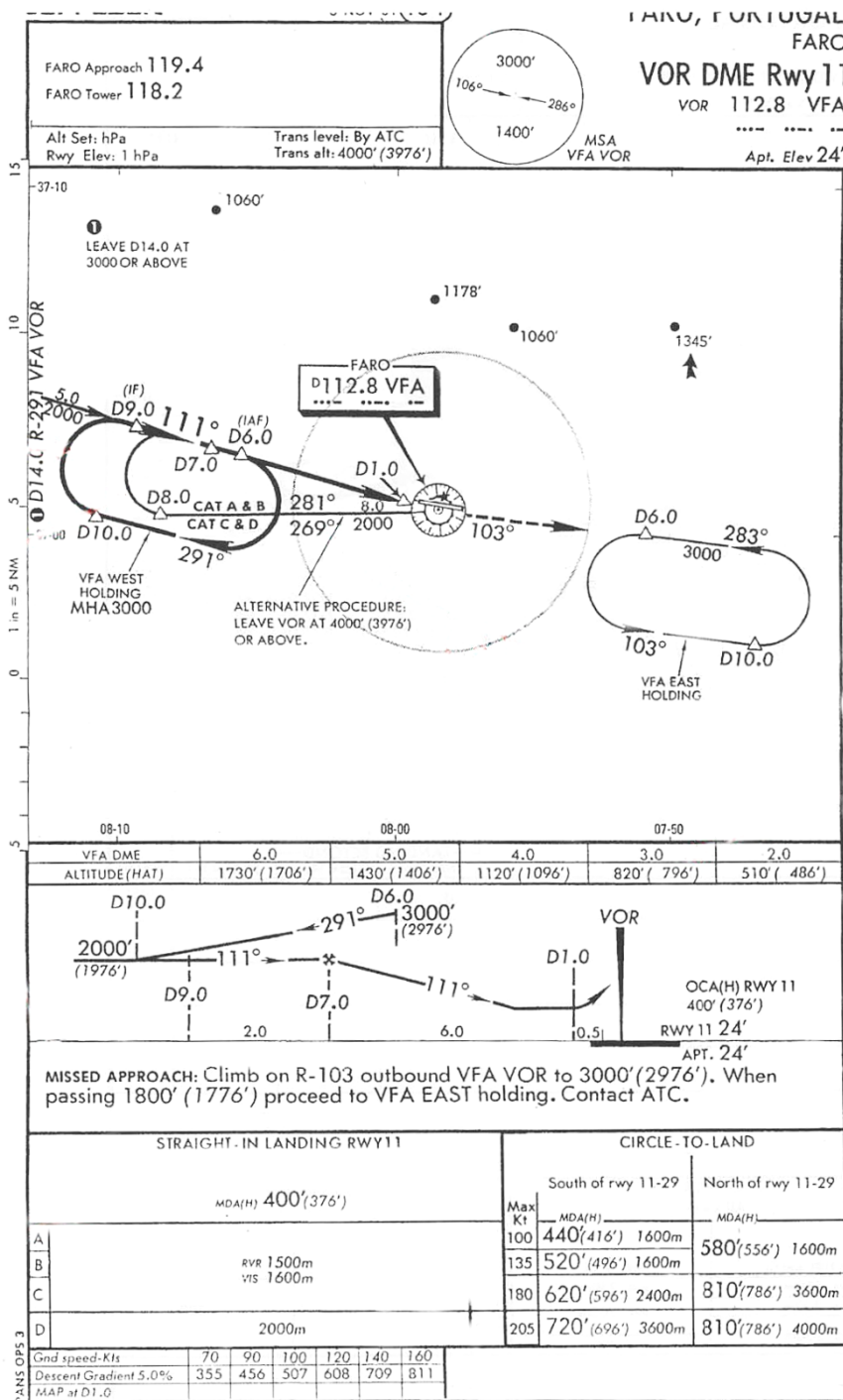
Ook het ontwerp van de naderingsprocedure kon makkelijk leiden tot een te korte tijdsduur tussen het intercepten van de koers van de eindnadering en het begin van het verticale pad dat gevolgd moest worden.

Indien er meteen werd doorgedraaid op het moment dat de deviation bar begon te verlopen dan was het duidelijk geworden dat er stevig naar rechts moest worden opgestuurd. De F/O had eerst een heading 123° geselecteerd – zie het NLR Heading rapport - op basis van de suggestie van de gezagvoerder voor een heading 123°. Vervolgens werd de voorliggende heading vergroot naar 134° en weer verminderd tot 123° welke het vliegtuig een koers deed volgen dichtbij de **geselecteerde** radiaal 114° (i.p.v. de voor de VOR-procedure **vereiste** radiaal 111°).

Het vergroten van de heading wijst erop dat het vliegtuig links naast de (foutief ingestelde) radiaal 114° vloog. Het op een later tijdstip terugdraaien naar een heading van ongeveer 123° is indirect bewijs dat het vliegtuig de (foutief ingestelde) radiaal 114° benaderd had. De First Officer stuurt weer terug naar de heading 123° die in het begin van de nadering ook al geselecteerd was op basis van de suggestie van de gezagvoerder. Deze selectie van heading 123° is gedurende de rest van de nadering blijven staan.

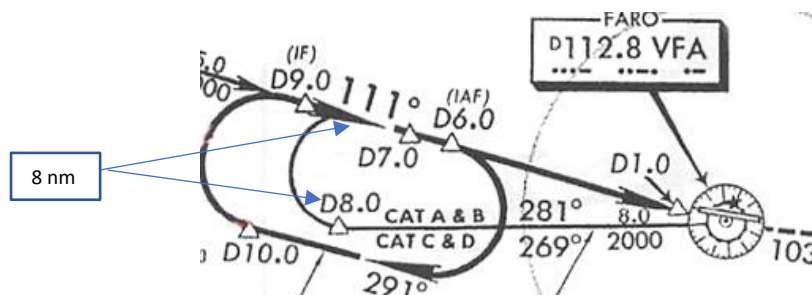
9. Navigatie instellingen

De VOR-approach van baan 11 te Faro was gebaseerd op de VFA VOR met frequentie 112.8. De magnetische grondkoers naar het baken is 111°.



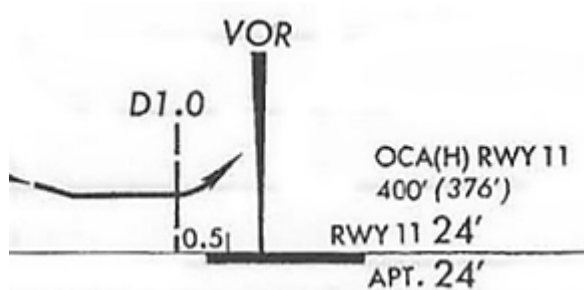
Note: de getoonde kaart is van een iets latere datum dan de oorspronkelijke Jeppesen naderingskaart uit 1992. De gepubliceerde gradient is aangepast naar 5,2 % hetgeen exact de gebruikelijke 3° naderingshoek is. Deze kaart is destijds door de experts gebruikt die door de rechtbank in het civiele proces omtrent het ongeval van MP 495 werden ingeschakeld. Het verschil met de oorspronkelijke versie die door de crew van MP 495 is minimaal, waardoor dit geen rol speelt bij de beoordeling van de naderingsprocedure of de wijze waarop deze door de crew is gevolgen.

MP 495 werd door de verkeersleiding geklaard om de nadering te beginnen via de radiaal 269° van de VFA VOR. Ondanks dat dit verder niet letterlijk door de verkeersleiding werd benoemd is dit de “ALTERNATIVE PROCEDURE” zoals deze op de Jeppesen kaart staat vermeld. De procedure vereist dat bij het bereiken van het 8 nm DME afstandspunt over rechts gedraaid wordt om de naderingsradiaal 111° te intercepten. De tekening van de Jeppesen kaart laat ook zien dat het zeer



waarschijnlijk is dat bij het draaien op 8 nm DME het punt waar de eindnaderingsradiaal 111° wordt bereikt ook zeer dicht bij 8 nm DME LIGHT. Dan is er maar 1nm ruimte om goed op de radiaal te komen omdat het punt D(escent) op 7 nm ligt. Dit is erg krap voor een Non-Precision approach.

Daarmee wordt ook duidelijk dat de configuratieverandering naar de landingsconfiguratie al moet beginnen terwijl de bocht naar de eindnadering (Final) nog niet is voltooid. Dit getuigt van een niet goed doordacht ontwerp van deze VOR-approach.



4.0	3.0	2.0
1120' (1096')	820' (796')	510' (486')

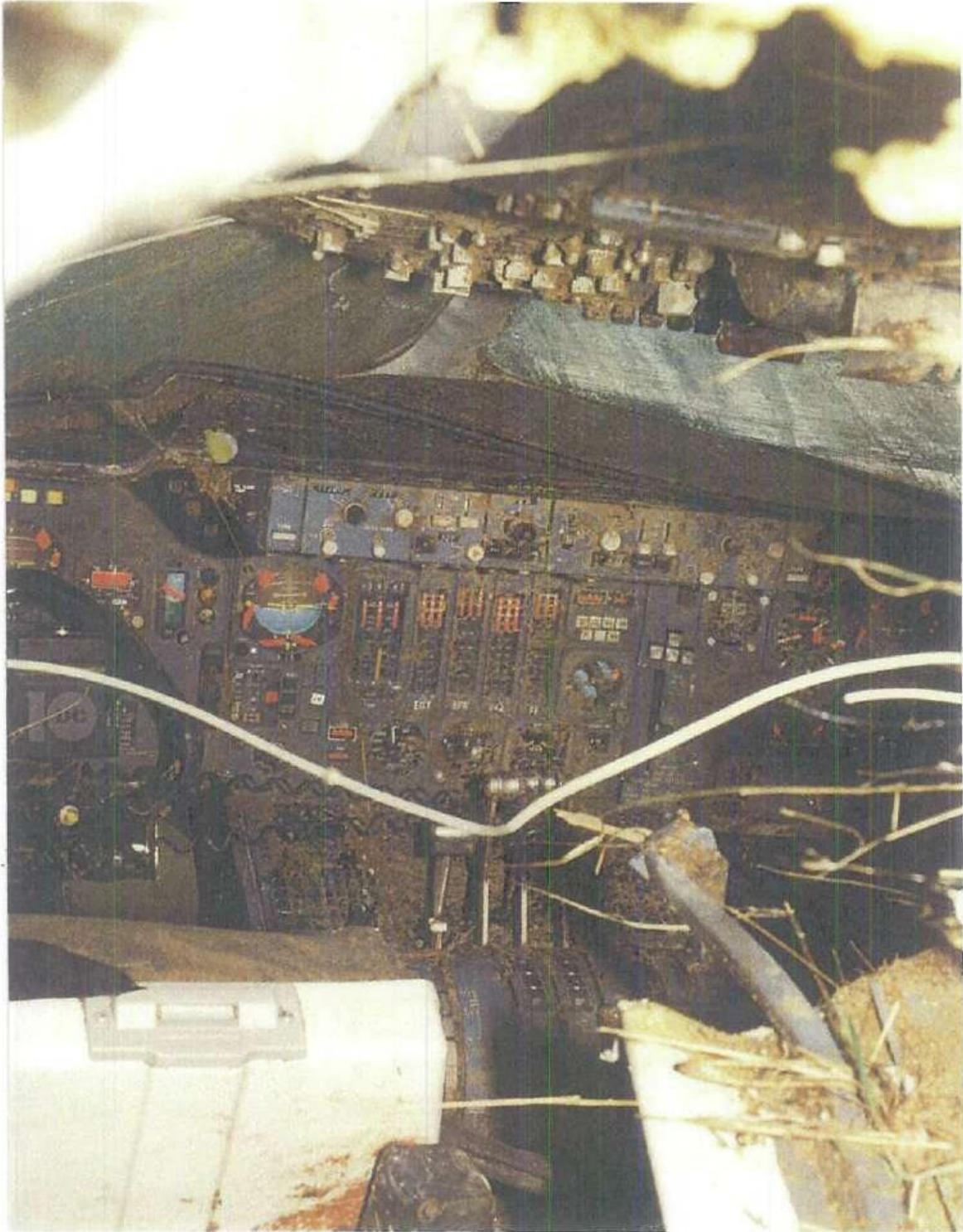
Een ander opvallend punt is het feit dat de VFA VOR niet is opgelijnd met de baan-as maar op een afstand van 0.5 nm van de baandrempel ligt. Op 1 nm DME dient het vliegtuig opgelijnd te zijn met de baan-as. De track 111° dient dan verlegd te worden naar de baanrichting van 106°. Omdat de werkelijke afstand tot de baandrempel dan maar 0,5 nm is moet er gedraaid worden op lage hoogte. Volgens de DME-tabel is het hoogteverschil per nm 310 ft. De hoogte op 1 nm DME is dan $510 - 310 = 200$ ft

Samengevat moet op een afstand van 0,5 nm tot de baandrempel een bocht op 200 ft gemaakt worden met een track verschuiving van 6°.

Ook hierin is met het ontwerp van de VOR-approach een risico genomen bij omstandigheden van lagere bewolking en/of matig zicht met een verhoogde kans op visual illusions.

Zoals eerder aangegeven heeft de gezagvoerder van MP 495 een fout gemaakt bij het selecteren van de approach radiaal 111°. Op de VOR Course selector aan zijn kant was de radiaal correct ingevoerd, maar toen hij dezelfde radiaal aan de kant van de F/O wilde selecteren ging het mis. Tijdens het draaien aan de VOR Course selector vroeg de F/O om een heading 080°. De F/O kon die heading zelf niet selecteren omdat de arm van de gezagvoerder in de weg zat die de radiaal aan het selecteren was. De gezagvoerder onderbrak zijn selectie om de heading van 080° voor de F/O te selecteren. De radiaal aan de zijde van de F/O was op dat moment nog niet 111° maar 114°. Deze incomplete selectie is nooit meer naar de juiste waarde toe gecorrigeerd. De bewijslast van deze foute selectie is niet teruggevonden in de gepubliceerde foto's in de Annexen van het Rapport van Ongeval maar in een foto genomen op de dag van het ongeval door een vliegtuigspotter die zichzelf toegang heeft verschaft tot het vliegveld en erin slaagde om bij het vliegtuig te komen waarbij hij onder andere een foto heeft gemaakt van het interieur van de cockpit. Door de iets andere hoek van deze foto is de instelling van het glareshield panel en de navigatie-instrumenten zichtbaar.

MP 495 Cockpit foto's

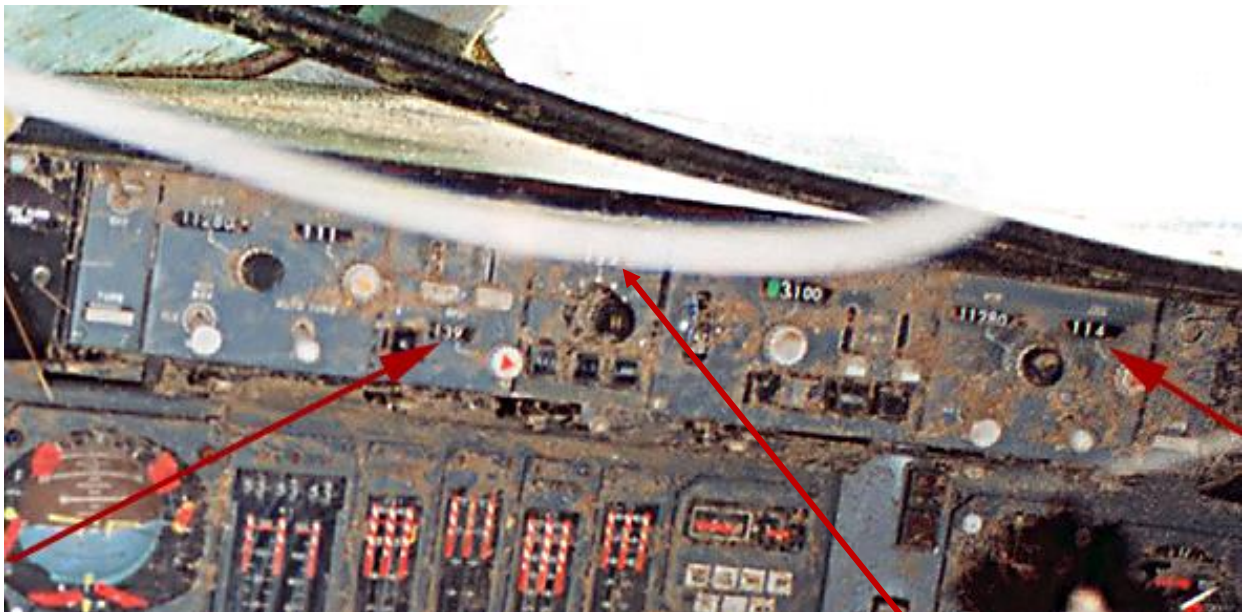


Portugese Rapport van Ongeval MP 495



Photo Copyright © Pedro Aragao

Foto @ Pedro Aragao



Verbeterde detail-opname

De pijlen wijzen naar de verkeerd ingestelde waarden van de naderingssnelheid (139 kts i.p.v. 144 kts) en de verkeerd ingestelde naderingsradiaal van de VOR.

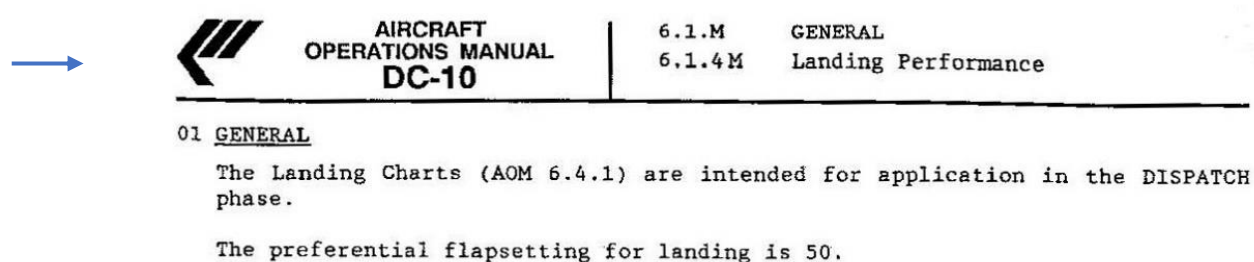
Aan de kant van de gezagvoerder de correcte waarde van 111° en aan de kant van de F/O, die de nadering vloog, de foutief ingestelde waarde van 114°. De heading bug geeft waarschijnlijk 123° aan. Het is onduidelijk waarom de verkeerde snelheidsinstelling wel is benoemd door de Ongevalscommissie maar de verkeerde radiaal over het hoofd is gezien.

10. Martinair handboeken en procedures

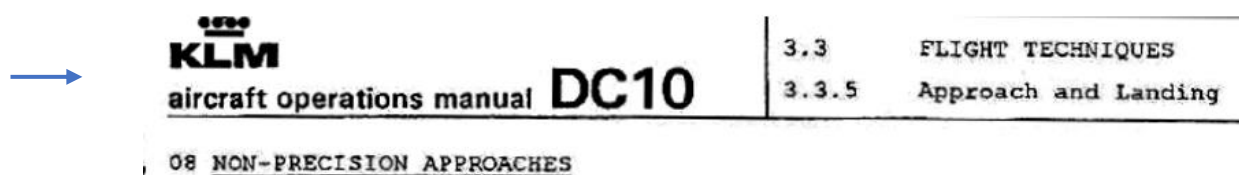
Verschillen tussen KLM en Martinair boeken

Martinair maakte gebruik van het KLM DC-10 manual dat identiek was aan het manual dat ook bij andere luchtvaartmaatschappijen die deelnamen aan de KSSU-samenwerking in gebruik was. De KSSU-afkorting stond daarbij voor KLM, SAS, Swissair en UTA.

De PH-MBN was daarom ook opgenomen in de vlootlijst van de KSSU. Pagina's die golden voor de specifieke Martinair operatie hadden een Martinair header en logo. In alle andere gevallen was de header blanco of voorzien van het KLM-logo.



Martinair header en logo zijn in dit voorbeeld gebruikt omdat voor de landing de preferentiële flapsetting 50° was in tegenstelling tot KLM die flaps 35° als preferente setting had.



Een voorbeeld van de standaard pagina lay-out met KLM-logo bedoeld voor gemeenschappelijk gebruik door KLM en Martinair.

Note:

De verschillen tussen de Martinair en KLM-manuals hebben geen rol gespeeld bij het ongeval.

Toepassing van Martinair procedures

Uit de opname van de Cockpit Voice Recorder (CVR) wordt duidelijk dat het vliegtuig niet tijdig in de landingsconfiguratie werd gebracht zoals dit werd voorgeschreven in AOM DC-10 3.3.5.

Dit had geïnitieerd moeten worden op ongeveer 2 nm vóór het punt waar in de nadering de daling moest worden ingezet (punt D7.0 = Descent op 7 nm DME) om dan op D geheel gereed te zijn. Nu werd dit ongeveer 2 nm later pas gedaan zoals dit gebeurt bij het vliegen van een zogeheten ILS-approach procedure. Bij de Non-Precision approach zoals de gevlogen VOR-approach voor baan 11 is een vroegtijdige landingsconfiguratie vereist. Het configureren voor de eindnadering had plaats moeten vinden tijdens de laatste bocht naar de inbound koers van 111° van de VOR-approach. Non-precision approaches vragen om bepaalde Stabilized approach criteria, zoals omschreven in het gezamenlijke Martinair/KLM AOM DC-10 3.3.5.06. Hieraan heeft de bemanning niet voldaan. Wel toont de analyse van de VOR-approach van baan 11 te Faro aan dat het bijna onmogelijk was om i.v.m. het ontwerp van deze approach te voldoen aan de Flight Techniques van het DC-10 AOM.

3.3 FLIGHT TECHNIQUES

3.3.5 Approach and Landing

06 APPROACH INITIATION

Assuming an initial approach altitude of 2000 ft HAA, use the following procedure for an ILS intercept:

- Initial approach configuration: 15/TO.
- Prior to GS CAP select 22/TO.
- At GS CAP select gear down.
- Perform LANDING checklist up to item "Flaps/Slats".
- At minimum 1500 ft HAA select 35/50/LAND, set speed FAS and complete checklist.

NOTE: If the initial approach altitude is higher than 2000 ft HAA adjust the ILS procedure to be established in the Final Approach configuration not below 1500 ft HAA.

Several conditions may require early stabilization, such as:

- tailwind
- high weight
- CAT IT/IIIA weather conditions
- N-I approaches
- Non-precision approaches



In these cases, use the following procedure for intercept:

- Initial approach configuration: 22/TO.
- Approaching GS (2 dots ILS GS) -or-
2 NM prior point "D": select gear down.
- Prior GS CAP (1 dot) -or-
1 NM prior point "D": select 35/50/LAND.
- Set speed FAS and perform LANDING Checklist.

Awareness calls

Om de veiligheid van de operatie te waarborgen zijn er procedures opgenomen in de handboeken waarin met vastgelegde woorden (callouts) de crew elkaar op de hoogte brengt en houdt van het naderen en passeren van bepaalde hoogtes gedurende de nadering. Dit is benoemd in de zogenaamde Crew Coordination Procedures. Enkele van deze callouts werden niet gegeven.

Er zijn 2 soorten calls die betrekking hebben op de non-precision approach zoals de VOR-approach voor runway 11 te Faro.

Ten eerste wordt van de bemanning verlangd dat ze controleren of ze nog handelingscapabel zijn en om te verifiëren dat de landingsklaring door de verkeersleiding is gegeven. Het Martinair Basic Instructions Manual (Hoofdstuk 3.4.4 05/06) noemt dit een [check op pilots capacitation](#). Deze check wordt uitgevoerd op een hoogte van ongeveer 500 ft radiohoogtemeter aanwijzing, de zogenaamde ["500 ft call"](#)

De precieze hoogte waarop dit gebeurt, is, zoals de procedure ook weergeeft, minder belangrijk in vergelijking met de "Approaching Minimum" call die gegeven wordt op 100 ft vóórdat het vliegtuig de minimumhoogte van de nadering bereikt. Deze laatste call is, zeker in omstandigheden van marginale weerscondities belangrijk omdat er mee voorkomen kan worden dat het vliegtuig per ongeluk door de minimaal toegestane hoogte zakt zonder dat de landingsbaan of de naderingsverlichting zichtbaar is. De "Approaching Minimum" call, die dus een andere is dan de 500 ft call, wordt gegeven door de Pilot Not Flying. Mochten de 2 hoogtes waarvoor een call vereist is te dicht bij elkaar liggen (zoals bij de non-precision VOR-approach te Faro het geval was), dan kan de capacitation check op een grotere hoogte gedaan worden. Hiermee wordt vermeden dat er 2 vereiste callouts door elkaar lopen

De minimumhoogte (MDA) voor de VOR-approach van baan 11 te Faro is 400 ft. De "Approaching Minimum" call is dus 500 ft en vormt inderdaad zo'n conflict met de 500 ft capacitation call. Dit wordt in de crew coordination procedures nog verergerd omdat de capacitation check call op de DC-10 volgens het Martinair Basic Instructions Manual (BIM) door de Flight Engineer gegeven wordt en de "Approaching Minimum" call door de Pilot Not Flying. Deze capacitation check call had eigenlijk op een grotere hoogte (bijvoorbeeld 1000 ft) gedaan kunnen worden temeer daar het geen precision call is. In de crewbriefing voor de nadering had dit genoemd kunnen worden. Omdat het ontstaan van dit conflict niet onmiddellijk eenduidig is en zelden voorkomt wordt het vaak vergeten. Zo ook bij deze crew. Het meest waarschijnlijke scenario hier is dat de gezagvoerder die op 4 DME en een hoogte van 1200 ft de landingsbaan zag, dit ook aangaf en daarmee rekende op een bevestiging van de F/O met de call "Landing". Deze call heeft de F/O echter nooit gegeven. Het lijkt wel duidelijk dat de gehele crew de baan en /of baanverlichting gezien moet hebben op dit punt.

Omdat dit soort call conflicten niet zo vaak voor komt en de baan in zicht was heeft de crew de standard calls voor de instrument approach verder (onbewust) losgelaten. Men heeft het standaard antwoord gegeven op de "500 ft" capacitation en landing clearance call die gegeven moet worden.

Hoewel de Martinair BIM de [capacitation call](#) op de DC-10 toewijst aan de Flight Engineer is er een tegenstrijdigheid met het AOM DC-10 waarin de Pilot Not Flying deze call moet geven.

Basic Instructions Martinair

3.4, APPROACH AND LANDING

05. 500 ft call

A 500 ft call shall be included in the final part of each approach to protect against subtle incapacitation and to serve as an awareness call for the landing clearance.

On aircraft with a basic crew including a flight engineer, the latter shall give this call and on aircraft with a basic crew of two pilots only the PNF shall give this call.

In both crew compositions the PF will respond "CLEARED/NOT CLEARED", followed by a "CHECKED" call from the PNF, which means that he agrees with the response from the PF.

All basic crew members should be convinced that the landing clearance has been received and acknowledged before landing.

Considering the purposes of the call, it will be clear that is not meant to be a precision call.

The call will in principle be made with reference to the radio altimeter or, if this is impractical due to underlying terrain, with reference to the pressure altimeter. When the latter is the case, the subject shall be discussed during the crew briefing.

For details refer to the AOM concerned.

De exacte woorden (callouts) die door de vliegers tijdens de nadering gebruikt moeten worden voor standaardisatie en eenduidigheid, zijn ook omschreven. Hiermee wordt bewustzijn gecreëerd van de minimale naderingshoogtes en het moment dat de landing voltooid kan worden op basis van de waarneming van de naderingsverlichting.

Callouts - Martinair Basic Instructions Manual 3.4.1 Crew Cooperation

- "500 FEET", on passing 500 ft above touch down, to ascertain pilot's capacitation.
 - "APPROACHING MINIMUM", or "APPROACHING LIMITS" (as per type instruction), when passing through an altitude 100 ft above the applicable DH/DA or MDA as read on respectively the radio altimeter or the pressure altimeter.
- "APPROACH LIGHTS", when orientation on the approach lights is possible.
At least one cross bar shall be visible.

In het Basic Instruction Manual is de potentiële valkuil voor het door elkaar raken van de callouts voor de naderingshoogtes voor de VOR-nadering en de "500 feet" call voor capacitation en landing clearance al enigszins zichtbaar.

De vergissing zoals gemaakt door de cockpit crew heeft niet bijgedragen aan het ongeval maar een beter bewustzijn dat dit in deze specifieke nadering een rol kon spelen had tot een optimalere crew-coordination kunnen leiden.

Op de volgende bladzijde wordt aangetoond waarom dit fenomeen, dat slechts zelden voorkomt, bij deze nadering een rol heeft gespeeld en welke oplossing door de bemanning gekozen had kunnen worden om meer eenduidigheid in de callouts te verkrijgen.

AOM DC-10 Flight Techniques 3.3.5

Met name de **Note** die onder aan de Crew Coordination procedure (MCCP) is toegevoegd had voor

KLM

aircraft operations manual **DC10**

3.3 FLIGHT TECHNIQUES

3.3.5 Approach and Landing

08 NON-PRECISION APPROACHES

General

Non-Precision Instrument Approaches are approaches without electronic glide slope guidance. When an ILS facility is used for a non-precision approach, set the G.SLOPE switch to OVRD before entering the warning envelope to avoid nuisance warnings. For approach stabilization apply only slight variations on the target rate of descent.

- It is strongly recommended to use the AP in CMD until the runway/approach lights can be used as reference for line-up and glide path.
The minimum height to change from CMD to CWS is 500 ft HAT.
The minimum height to change from CMD to OFF is 150 ft HAT.
- Start descent 0.5 NM before, and timing at point "D".
- The PNF occasionally goes head up, and goes fully head up after his call "APPROACHING MINIMUMS".

Crew Co-ordination procedure (MCCP)

FLIGHT PHASE or EVENT	STANDARD COMMANDS, ACTIONS and CALLS	
Passing OM (if applicable)	PNF PF ALL PNF	"OUTER MARKER" "CHECKED" Check crossing altitude. Switch off marker audio.
At approx. 500 ft RA	PNF PF PNF+F/E	"FIVE HUNDRED" "CLEARED" -or- "NOT CLEARED" "CHECKED"
At MDA + 100 ft	PNF PF PNF	"APPROACHING MINIMUMS" "CHECKED" Head up and report: "CONTACT", "APPROACH LIGHTS", "RUNWAY"
Not later than MDA	PF PNF	"LANDING" -or- "GO-AROUND" Resume monitoring task.
At 50 ft RA	F/E	"FIFTY"

NOTE: As the 500 ft call is not ment to be a precision call, amend the above procedure if the 500 ft call conflicts with the call Approaching Minimums.

een oplossing van het door elkaar lopen van de callouts kunnen zorgen. De crew heeft de MCCP losgelaten en gefocust op de landing clearance en capacitation call. Dit verklaart ook de opmerking van de Flight Engineer op het transcript van de Cockpit Voice Recorder dat de gezagvoerder de 500 ft call is vergeten.

F/E	(you missed the) five hundred
Capt	cleared, hè
F/O	ja
F/E	ja, check cleared

Het valt hierbij op dat het antwoord "Cleared" voor deze capacitation en landing clearance check door beide vliegers gegeven werd en de "Approaching Minimums" call horend bij de VOR-approach daarbij verviel. Tevens heeft men, in het concept van crew coordination, dus het AOM DC-10 gevolgd en niet het BIM 3.4.05 (daar stond namelijk dat de F/E de "500 ft" call moest geven). De tegenstrijdigheid tussen beide handboeken is voor zover bekend in het ongevalsrapport niet benoemd.

De omissie van de “Approaching Minimums” call door de gezagvoerder en de “Landing” call door de F/O hebben niet bijgedragen aan het ontstaan van het ongeval maar geven wel blijk van de niet optimaal uitgevoerde crew coordination procedures.

Note: Waar het BIM spreekt van “Approaching Minimum” wordt in het AOM DC-10 gesproken over “Approaching Minimums”. Hiermee wordt hetzelfde bedoeld.

11. De weersituatie en baancondities

Die ochtend waren er 2 Martinair vliegtuigen vrijwel gelijktijdig bezig aan de nadering naar Faro. Het waren Martinair vlucht MP 461, een B767-300, en de DC-10 onder vluchtnummer MP 495. Beide vluchten werden door de verkeersleiding op de hoogte gebracht van de weersomstandigheden op het vliegveld waarbij de terminologie “runway surface conditions flooded” werd gebruikt. Dit is een officiële terminologie uit de ICAO-handboeken. In 1992 waren de handboeken van Martinair nog niet aangepast zodat deze terminologie niet bekend kon zijn bij de flightcrews. De terminologie “flooded” gaf aan dat er standing water op de landingsbaan aanwezig was met een diepte van meer dan 3 mm. De weerstand van de baan werd hierdoor sterk gereduceerd met een langere remweg van de landende vliegtuigen tot gevolg. Dit effect van sterk verminderde weerstand stond wel in de Martinair handboeken vernoemd onder de terminologie “braking action Poor” maar het begrip “flooded runway” was er niet in opgenomen.

Onbekendheid met de terminologie “flooded” zorgde er voor dat beide bemanningen van de B767 en de DC-10 geen rekening hebben gehouden met het feit dat onder actuele “braking action Poor” condities de gevraagde remweg van het vliegtuig langer zou zijn dan de beschikbare baanlengte. De landing van de B767 zou onder de gemelde baancondities dus aan het eind van de landingsbaan geraakt moeten zijn. Dit is niet gebeurd hetgeen de vraag opwerpt of de inschatting van de “runway surface conditions flooded” wel de realiteit weergaven. In het Portugese rapport van Ongeval staat hier over niets vermeld. Het is dus de vraag of de betrokken B767 gezagvoerder een verklaring heeft afgelegd over zijn observaties van zijn landing op Faro wat betreft weers- en baan-condities maar ook zijn impressie van de landing van de DC-10 waarvan vastgesteld is dat hij deze heeft gezien. Desalniettemin valt de onbekendheid van de flightcrews van beide Martinair toestellen met de terminologie “runway flooded” hen niet aan te rekenen. Dit is verwijtbaar aan Martinair.

Er is soms verondersteld dat indien de landing van MP 495 goed zou zijn verlopen, het vliegtuig toch van de baan geraakt zou zijn als gevolg van de zijwind en de heersende baancondities (“flooded”). De lage wrijving die de wielen dan zouden ondervinden zou leiden tot aquaplaning en een verlies aan stuurcapaciteit (“cornering capability”) om het vliegtuig op de baan te houden.

AvioConsult:

“De veel lagere frictie van de neuswielen op de baan (aquaplaning) zou niet toereikend zijn om het weerhaan-effect van de harde wind op de grote verticale staart bij afnemende snelheid tegen te werken, wat een van de redenen is voor dwarswindlimieten.”

Bij dwarswind waarbij er voldoende frictie is van de wielen heeft het vliegtuig de neiging om “in de wind” te draaien door de kracht die de wind op het verticale staartvlak uitoefent. Het vliegtuig recht houden gebeurt door een tegengestelde richtingsroer uitslag te geven. Bij een te grote dwarswindcomponent lukt het dan niet meer om het vliegtuig op de baan te houden. Het vliegtuig draait dan van de baan af in de richting van de wind. Hierom publiceert de fabrikant een “maximum recommended crosswind”.

Bij een baan met lage frictie door ijs, sneeuw, of “standing water” treedt dus nog een vergroot effect op omdat de wielen minder weerstand (grip) hebben. Dan draait het vliegtuig ook in de wind maar wordt toch zijwaarts met de wind mee van de baan geduwd.

Conclusie:

Het is belangrijk om op te merken dat de DC-10 nooit van de baan geraakt is als gevolg van de baanomstandigheden. De opmerking van AvioConsult dat dit bij een landing gebeurd zou zijn is dan ook speculatief. In het kader van dit onderzoek kunnen “voorspelbare” gebeurtenissen, die in werkelijkheid nooit hebben plaats gevonden, dan ook niet beoordeeld worden omdat ze niet bijdragen aan waarheidsvinding.

Of er werkelijk Poor braking action was is niet te bewijzen omdat het hier een inschatting betrof die de betreffende verkeersleider doorgaf zonder dat een actuele meting van de baan condities had plaats gevonden. De veilige landing van de MP 461, de B767, die te maken had met dezelfde windlimieten onder de baanconditie “flooded” laat zien dat de actuele condities op dat moment niet overeenkwamen met de door de verkeersleiding ingeschatte waarden. De gezagvoerder van de B767 kon ook niet op de hoogte zijn van de betekenis van de terminologie “flooded” omdat deze niet in de Martinair handboeken vermeld stond. Ook gelden er voor een natte baan meerdere windlimieten afhankelijk van de braking action, waarbij de Martinair policy was om bij moderate to heavy rain altijd aan te nemen dat de Braking Action Medium was (conform de tabel). Dat is uiteraard veilig maar zegt niets over de werkelijke braking action, zeker als we de variabele regen-intensiteit van die dag in rekening brengen. Bij de gerapporteerde wind was dit precies op de limiet voor Medium Braking Action, waarvan de crew is uitgegaan, maar niet voor de baanconditie “Flooded” die de verkeersleider had doorgegeven.

04 RESTRICTIONS TO MAXIMUM WIND COMPONENTS

- <u>Runway Conditions</u> (Take-off and Landing)				Maximum Cross Wind Comp.(kt)		Maximum Tail Wind Comp.(kt)
Braking Action	Motne Code	Friction Coeff. (μ)	Typical Runway Condition	RWY Width 45 m or more	RWY Width 40 - 45 m	
GOOD	5	0.40 and above	. Dry Runway . Wet Runway with good surface condition	30	15	10
MEDIUM to GOOD	4	0.39 to 0.36		20	*	*
MEDIUM	3	0.35 to 0.30	. Moderate to heavy Rain On clear Runway . Snow/Ice covered but sanded Runway	15	10	5
MEDIUM to POOR	2	0.29 to 0.26		*	*	*
POOR	1	0.25 and below	. Slush or Ice covered Runway . Ice covered Runway . Freezing Rain . Drizzle on dusty Runway . Standing Water	5	0	0

Bij een natte baan en braking action Medium was de door de Toren gerapporteerde wind binnen limieten voor de landingslimiet van 15 kts. De waarschijnlijkheid dat de Braking Action actueel inderdaad “Poor” was is niet groot gezien de veilige landing van MP 461, de B767, die enkele minuten vóór MP 495 op Faro was geland. Helaas is er geen verklaring van de gezagvoerder van de

B767 over de actueel ondervonden Braking Action in het ongevalsrapport opgenomen. Wel is bekend dat deze gezagvoerder verklaard heeft dat de weersomstandigheden bij zijn landing beter waren dan die voor de DC-10. Dit heeft waarschijnlijk te maken met de geobserveerde hoeveelheid neerslag en daarmee samenhangend teruglopend zicht.

Het lijkt logisch om te veronderstellen dat de gezagvoerder van de B767 een PIREP (Pilot Report) zou hebben gegeven op de Toren frequentie als de ondervonden Braking Action werkelijk “Poor” was. Daarmee zou de DC-10 crew op de hoogte zijn van de gevaarlijk lage remcoëfficiënt van de baan. Dit is niet gebeurd, hetgeen indirect aantoonde dat de werkelijke Braking Action in ieder geval beter was dan “Poor” zoals bedoeld door de verkeersleiding. In het tijdsbestek van enkele minuten tussen de landing van de B767 en de DC-10 zou er dan een significant verschil in baancondities moeten zijn opgetreden. Dit is theoretisch mogelijk maar niet erg waarschijnlijk ook al omdat er voorzover bekend geen herwaardering van de baancondities heeft plaats gevonden tijdens de nadering van MP 461 of MP 495.

Dit ongeval toont aan de beperkingen van rem-coëfficiënt rapportages zonder dat deze werkelijk gemeten zijn of niet meer aangepast na de eerste observaties. De Airport Operator is verantwoordelijk voor het doorgeven van de baancondities aan ATC. Dit proces en met name de updates ervan gedurende de tijd dat het regende op Faro zijn niet verder uitgewerkt in het Rapport van Ongeval. Het ontbreken van een toelichting op het belang van PIREP's en het feit dat de crew van MP461 hierover niets heeft gemeld lijkt een omissie in het rapport. Bij werkelijk slechte baancondities, zoals de terminologie Braking Action Poor veronderstelt, zou de B767 MP 461 hachelijke landingsomstandigheden hebben moeten ondervinden die meldenswaard geweest zouden zijn. Bovendien is het een risico gebleken om terminologie zoals “Flooded” te gebruiken die, hoewel feitelijk correct, bij vliegers niet snel het correcte beeld oproepen van de baancondities. Dit in tegenstelling tot directe braking action reports en begrippen zoals “standing water” waarmee vliegers, met name in 1992, operationeel meer bekend mee waren. Idealiter zou de term “Flooded”, hoewel niet strikt vereist, gepaard dienen te gaan met een Braking Action report. Het begrip “Flooded” was niet opgenomen in de Martinair handboeken waardoor onbekendheid met dit begrip de crew niet verweten kon worden. De verantwoordelijkheid voor deze omissie lag bij Martinair. Tenslotte zou het zinvol geweest zijn als de controller bij beide momenten dat de baancondities werden doorgegeven dit separaat had gedaan van andere klaringen om het belang van de baancondities te benadrukken.

CVR OPNAME MP 495

ATC	Cleared to land runway one one, runway surface conditions flooded, wind one five zero, two zero knots
MP461	one five zero, two zero, Martinair four six one
ATC	four nine five copied, report at minimums or runway in sight, runway surface conditions are flooded
MP495	roger, call you

De actuele neerslagwaarden

Het ongevalsrapport vermeldt hierover:

"It should be pointed out, however, that during the night and early morning, there were periods of very intense rainfall (conventional station rain gauge at the Faro Airport station for 20-21 December 1992 - Annex F) associated with the cumulonimbus clouds forming the cloud bands, with the following showers being recorded in particular:

- *Between 23:15 UTC on 20th and 00:10 UTC on 21st: 10,6 mm*
- *Between 07:20 UTC and 07:40 UTC on 21st: 8,6 mm*

*The associated average rainfall intensities are 33,5 mm per hour and 25,8 mm per hour respectively, although during the period **between 07:27 UTC and 07:37 UTC the average rainfall intensity reached values of around 60-65 mm per hour, which means that a violent storm arose.**"*

Hiermee komt vraag op wat de effecten waren van de neerslag op de heersende zichtwaarden, de aerodynamische eigenschappen van het vliegtuig en de baancondities.

Neerslag Intensiteit

Om bij de beoordeling van de intensiteit der weersverschijnselen op een objectieve manier de grenzen tussen licht, matig en zwaar aan te geven, zijn twee manieren voorhanden.

In de eerste plaats de regenhoeveelheid per tijdseenheid (mm/uur) (zie tabel 1).

Verder kan de intensiteit van de neerslag worden beoordeeld in relatie tot het zicht. Deze manier geeft alleen een indicatie en wordt in de dagelijkse praktijk nauwelijks gebruikt, (zie tabel 2).

Verschijnselen als mist en nevel zijn eenvoudig op grond van een geschatte of een gemeten zichtwaarde te beoordelen.

(1) Relatie gemeten neerslaghoeveelheid – neerslagintensiteit				
Neerslag	Licht	Matig	Zwaar/dicht	Wolkbreuk
Motregen	t/m 0,5 mm	t/m 0,5 mm	>0,5 mm	
Motregen en regen	t/m 1 mm	1 t/m 5 mm	>5 mm	
Regen (niet met ijzel)	t/m 1 mm	1 t/m 5 mm	>5 mm	>25 mm
Regen met ijzel	t/m 1 mm	1 mm	>1 mm	
Motregen of regen met sneeuw (natte sneeuw)	t/m 1 mm	1 t/m 5 mm	>5 mm	
Sneeuw	t/m 0,5 mm	0,5 t/m 5 mm	>5 mm	
Regenbui	t/m 1 mm	1 t/m 5 mm	>5 mm	>25 mm
Bui met regen en sneeuw (natte sneeuw)	t/m 1 mm	1 t/m 5 mm	>5 mm	
Sneeuw bui	t/m 0,5 mm	0,5 t/m 5 mm	>5 mm	
Bui met losse hagel, eventueel met regen of met regen en sneeuw	t/m 5 mm	t/m 5 mm	>5 mm	

(2) Relatie zicht - intensiteit van de neerslag			
Zicht	Motregen	Regen	Sneeuw
0-50 mtr			zeer zwaar
50 - 200 mtr			zwaar-zeer zwaar
200 - 500 mtr		'tropisch'	Zwaar
500 - 1000 mtr	dicht	zeer zwaar	Matig
1-2 km	matig	zwaar	Licht
2 - 4 km	licht	zwaar	zeer licht
4 -10 km	matig		
10 - 20 km		licht	

© KNMI : <https://www.knmi.nl/kennis-en-datacentrum/waarschuwingen/zware-regen>

Het Ongevalsrapport geeft de volgende informatie betreffende de zichtwaarden:

“Visibility in the area was generally moderate (6-9 km), falling to 2-4 km during the periods of heaviest rainfall, particularly the strongest or even violent showers during the night and early morning.”

Samenvattend betekent dit, gezien de voorgaande tabellen 1 en 2, dat er in het tijdsbestek van 10 minuten waarin MP 461 en MP495 een nadering maakten naar Faro airport er zware regen viel (wolkbreek) .

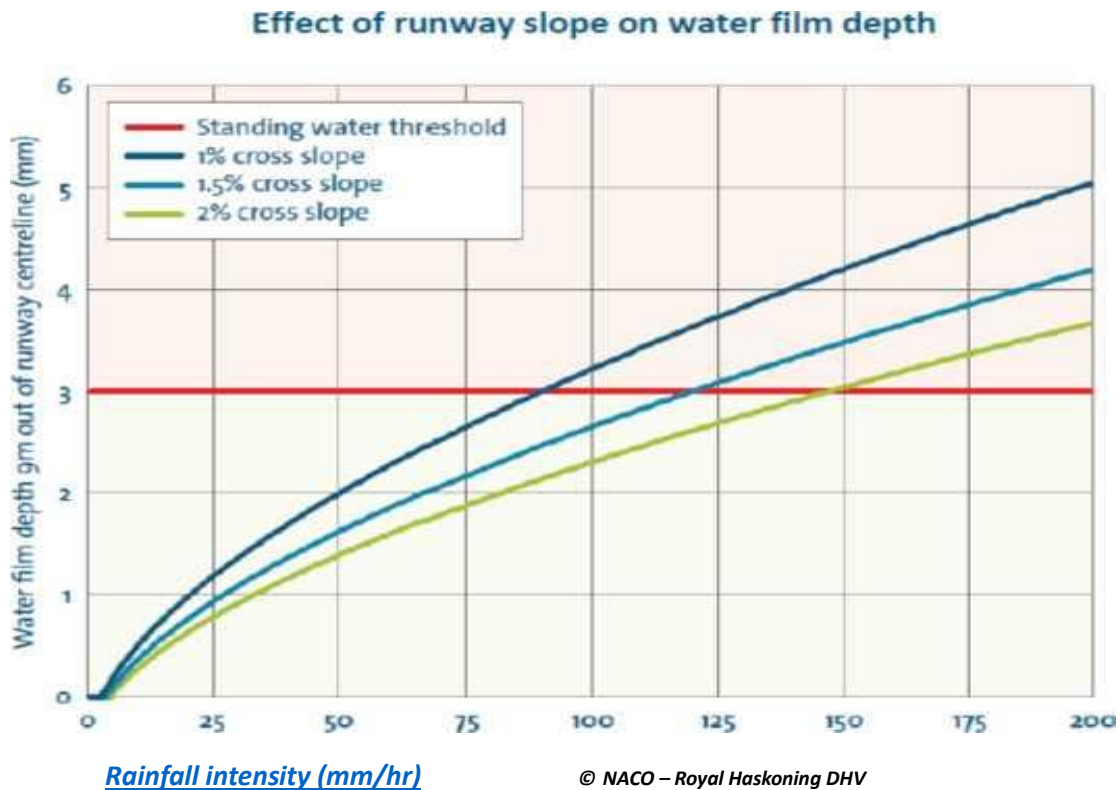
Onderzoek naar de baancondities wijst echter niet eenduidig op “flooded conditions” zoals dit door ATC werd aangegeven. [Onderzoek naar regenintensiteit](#) (zie blz 51) laat zien dat bij een intensiteit van 65 mm/uur zoals gemeld in het ongevalsrapport op een baan met slechts 1 % cross slope er geen sprake kan zijn van standing water (3 mm). Hoewel de cross slope van Faro runway 11/29 onbekend is bestaat het vermoeden dat, ook gezien de veilige landing gemaakt door MP461, een B767, geen standing water is ondervonden. Hierbij is van belang om op te merken dat er door de bemanning van die vlucht geen melding is gemaakt van gevaarlijke baancondities of verminderde remwerking als gevolg van de baancondities. Indien dit werkelijk het geval geweest zou zijn dan ligt het voor de hand dat de crew van MP 461 hieromtrent over de radio een PIREP (Pilots Report) zou hebben ingediend om de vlucht MP495 te waarschuwen voor verraderlijke condities. Het ongevalsrapport maakt helaas geen melding of de gezagvoerder van MP461 is ondervraagd over de baancondities bij de landing.

Standing Water

Een studie gedaan door de NACO-groep naar standing water werd in 2022 bij een ICAO Runway Safety Seminar gepresenteerd als Technical View:

Effect of Runway Profile on Water Film Depth

*The runway profile plays a big role in when to expect standing water on the runway. Depending on its profile, standing water can occur during rainfall intensities ranging from around **90 mm/hr** to **over 150 mm/hr**, as illustrated in the figure below.*



Effect van zware regenval op vliegtuig performance

De effecten van de zware regenval zijn door Portugese onderzoekscommissie beoordeeld en benoemd als één van de Causes van het ongeval. Deze theorie van het effect van regen werd destijds wel vaker gebezigd maar bleek zelfs niet houdbaar bij een ongeval in regen met een hogere regenval per uur. (zie volgende blz.)

Causes

- The incorrect evaluation by the crew of the runway conditions.
- CWS mode being switched off at approx. 80 ft RA, causing the aircraft to be in manual control in a critical phase of the landing.
- The delayed action of the crew in increasing power.
- - The degradation of the lift coefficient due to the heavy showers.

Effect van zware regen op vliegtuig performance

Onderstaand ongeval vond plaats zo'n anderhalf jaar na het Martinair ongeval en heeft aanleiding gegeven tot het publiceren van een studie van het effect van regen op het draagvermogen van een vliegtuigvleugel.

AAR 95-03 / USAIR 1016 DC9 Charlotte July 2 1994

"The Safety Board has investigated several windshear accidents that were known to have heavy rain occurrences at the time of the accident. In a joint project aimed at studying windshear, the FAA and the National Aeronautics and Space Administration (NASA) also examined the effects of heavy rain as part of the overall windshear phenomenon.

During the course of the study, numerous wind tunnel tests were conducted over a 10-year period using several different wing shapes, including two that were equipped with trailing edge flaps and leading-edge slats. These wind tunnel tests simulated the effects of heavy rain to scientifically measure the performance degradation, if any, that heavy rain had on the lifting characteristics of an airfoil.

The tests revealed that there was a measurable reduction in the maximum lifting capability of an airfoil in extreme heavy rain, and some increase in aerodynamic drag. However, these penalties were only predominant when the wing was at a high angle of attack (AOA) during the heavy rain encounter.

An example of the effects of heavy rain was documented in testing and the results revealed that for a transport category airplane wing design, a 15 percent loss in maximum lift and a 6 degree decrease in the stall AOA occurred when the wing was exposed to an "extreme" rainfall rate of 40 inches per hour."

"The NASA data indicated that very large amounts of rain were necessary to appreciably affect the aerodynamic performance of the wings commonly found on transport category airplanes. Further, NASA also conducted tests to determine the effects of heavy rain on the AOA vane located on either side of the aircraft. These tests revealed that during extreme rainfall rates, as high as 30 to 40 inches per hour, there was a less than 1 percent error in the AOA vane readings. The rainfall rate in the Charlotte area at the time USAir flight 1016 encountered the "heavy rain" was determined to be approximately 10 inches per hour. In testimony at the Safety Board's public hearing, a NASA researcher stated that the rainfall rate encountered by flight 1016 would not have affected the performance of the airplane."

Het Charlotte ongeval gebeurde in zware regen met een microburst event. Desondanks was de gemeten regenval niet voldoende om een significante vermindering van lift teweeg te brengen. Dit scenario is dus ook voor MP 495 niet van toepassing ook al omdat de Angle of Attack nagenoeg constant bleef tot ongeveer 50 ft RA. De veronderstelling in het Rapport van Ongeval dat de mate van regenval (60-65 mm/uur) een bijdragende factor was aan een mogelijk prestatieverlies van het vliegtuig lijkt niet mogelijk.

Charlotte US AIR 1016:	Regenval 10 inch/uur	= 25 cm/uur
Faro MP495:	Regenval 65 mm/uur	= 6-6,5 cm/uur

Conclusie:

Het benoemen door de ongevalscommissie in 1992 van "degradation of lift coefficient" als één van de Causes moet daarmee, op basis van vernieuwd inzicht, als incorrect worden gezien.

Het begrip “a violent storm”

Uit paragraaf 2.3.3 van de AvioConsult analyse, het volgende citaat:

“Om 07:30 UTC naderde blijkbaar een zware regenbui waaruit volgens het Portugese RvO hevige regen viel. In de Engelse vertaling staat in tegenstelling tot het Portugese RvO dat “a violent storm arose”; dit is wel wat overdreven.”

De vertaling zoals deze in de Engelse versie van het ongevalsrapport stond is wel degelijk een correcte weergave van de Portugese tekst.

De Portugese tekst luidt:

“embora no periodo das 07:27 UTC as 07:37 UTC, a intensidade media da precipitacao tenha atingido valores da ordem de 60 a 65 mm/h, o que significa que ocorria entao aguaceiro violento.”

De Engelse vertaling zoals opgenomen in de Engelstalige versie van het Portugese RvO:

“although during the period between 07:27 UTC and 07:37 UTC the average rainfall intensity reached values of around 60 - 65 mm per hour, which means that a violent storm arose.”

Bij de controle op de vertaling vanuit het Portugees komt de volgende zin naar boven:

“although in the period from 07:27 UTC to 07:37 UTC, the average intensity of precipitation reached values of the order of 60 to 65 mm/h, which means that there was a violent downpour”.

En in de Nederlandse vertaling:

“hoewel in de periode van 07:27 UTC tot 07:37 UTC de gemiddelde neerslagintensiteit waarden in de orde van 60 tot 65 mm/u bereikte, wat betekent dat er een hevige regenbui plaatsvond”.

De interpretatie door AvioConsult van het woord “storm” is wellicht ingegeven door een aanname dat het hier om het woord “storm” gaat dat we in het Nederlands ook kennen. Hier wordt echter de Engelse term “storm” gebruikt met als betekenis “bui” *.

In de Engelse taal kan het woord storm geïntegreerd zijn in een begrip zoals “thunderstorm”. Het Nederlandse woord “storm” welk woord wordt gebruikt om een uitgestrekt gebied van langdurig sterke wind aan te duiden zou in het Engels benoemd worden met het begrip “gale”

Over het enigszins subjectieve begrip “violent storm” zoals vermeld in het Ongevalsrapport: de meting van de hoeveelheid neerslag van 60-65 mm/uur valt onder de categorie “zware regen” hetgeen de kwalificatie “violent storm” en “hevige regenbui” wel rechtvaardigt.

***Storm:** An atmospheric disturbance manifested in strong winds accompanied by rain or other precipitation, and often by thunder and lightning.

12. De nauwkeurigheid van de navigatie tijdens de eindnadering

- a) *Door AvioConsult wordt gesteld dat er een 6° afwijking van de 111° naderingsradiaal bestond (117° i.p.v. 111°) Hierbij wordt de track 117° zoals berekend door AvioConsult als overeenkomstig gezien met de radiaal 117° van de VOR.*

Dat de VOR-radiaal 117° en de track 117° overeenkomen is niet bewezen en zelfs niet waarschijnlijk. Een track kan zich namelijk overal in de vrije ruimte bevinden in tegenstelling tot een radiaal welke een magnetische grondkoers vanuit een baken is. De track 117° is afgeleid van de vermeende constante heading van 125° gedurende de eindnadering. Dit is niet in overeenstemming met de NLR heading grafiek en de instelling van de heading 123° op het Glareshield Panel.

- b) *AvioConsult poneert de stelling dat de veronderstelde 6° afwijking van de radiaal driemaal groter is dan de voor een gestabiliseerde nadering toegestane maximum 2° afwijking (waardoor niet voldaan zou zijn aan de AOM en BIM eisen voor een gestabiliseerde nadering)*

Dit is evenmin correct. De benoemde waarde van 2° is niet gevonden in het Martinair AOM DC-10 of BIM. De vereiste nauwkeurigheid wordt ook genoemd in de Gillespie rapportage met 5° als getalswaarde. Indien dat laatste correct zou zijn, is dat conform 1 dot afwijking op de DC-10 HSI. Maar deze waarde van 1 dot afwijking is ook niet benoemd in Martinair BIM of DC-10 AOM.

- c) *Volgens een Martinair gezagvoerder die een kritische brief schreef aan AvioConsult zouden de stable approach criteria vereisen dat, op 500 ft, de afwijking van de VOR-radiaal binnen 1 dot is. Eén dot is 5 graden.*

Ook deze waarde van 1 dot maximale afwijking op 500 ft is niet gevonden in het BIM, maar is wel overeenkomstig de Gillespie rapportage.

Conclusie:

De gewenste radiaal 111° werd niet gevolgd zo blijkt uit de diverse berekeningen van de groundtrack. Ook de foto van de instelling van de navigatie-instrumenten in de cockpit wijst op een verkeerde instelling van de vereiste naderingsradiaal. Deze geselecteerde radiaal (114°) werd benaderd waarbij het vliegtuig op ongeveer 200 ft op de extended centerline (verlengde baan-as) aankwam. De gevraagde nauwkeurigheid van de eindnadering wordt in de Martinair boeken niet getalsmatig benoemd.

De oorzaken van de laterale afwijking ten opzichte van de naderingskoers 111°

De gezagvoerder keek naar buiten om de baan te kunnen zien maar leek minder bezig met het laterale pad nadat hij op 4 DME de baan had gezien. De hoogte ten opzichte van het voorgeschreven glijpad werd toen het focuspunt en de laterale positie ten opzichte werd minder belangrijk omdat hij het zien van de baan al had gemeld aan de F/O. De gezagvoerder vertrouwde erop dat de F/O het aanvliegen van de verlengde baan-as wel correct zou uitvoeren.

De F/O was zich niet bewust dat hij op zijn HSI niet de gewenste radiaal 111° maar 114° aan het volgen was. Het is ook niet gebruikelijk om dit tijdens de nadering nog te controleren. De laatste kans om dit te doen was toen de gezagvoerder de radiaal voor hem selecteerde maar toen was F/O al aan het anticiperen op het inzetten van de rechterbocht om de inbound radiaal te gaan intercepten. [De deviatie op zijn eigen HSI](#), als die er later tijdens de nadering al was, gaf de F/O geen aanleiding om de nadering af te breken. De gezagvoerder heeft de afwijking van zijn eigen HSI-indicatie t.o.v. die van de F/O nooit gezien.

13. Wind, turbulentie, windshear en onstabieleit

Bij aanvang van de eindnadering zei de gezagvoerder bij het naderen van het 5 nm punt "wind is coming from the right, thirty knots, drift twelve degrees, so you make it one two three or so". Dit was gebaseerd op het aflezen van de RNAV display. De verkeersleider meldde een wind van 150°/ 15 - 20 kt. Op 10 s voor de landing las de captain een wind van 190°/ 20 kt af. Daarmee was de bemanning gedurende de gehele nadering op de hoogte van de heersende wind uit zuid-oostelijke richting.

De windsterkte op 2000 ft was 190/30 kts. Op de daaruit volgende heading suggestie ("you make it 123 or so") door de gezagvoerder baseert de F/O zijn approach. Zeer waarschijnlijk is deze heading als referentiegetal gedurende de gehele nadering gebruikt. Het getal 123 lijkt zichtbaar op het glareshieldpanel op de foto zoals gemaakt na het ongeval.

AvioConsult:

"Tijdens de 'non-precision approach' naar vliegveld Faro is een stukje horizontaal vliegen normaal in de overgang van de daling met een constante daalsnelheid in de Vertical Speed Command mode van de autopilot naar het laatste deel van de nadering dat op de hand wordt gevlogen met behulp van de aanwezige optische middelen, de PAPI. Dit kan gebeuren als de daalsnelheid iets te groot was, of omdat er meer tegenwind was dan voorzien. Dit stukje rechtuit vliegen duidt dus niet op up- en/of downdrafts, zoals door het Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium (NLR) werd gesteld en door de RVDL niet werd tegengesproken. Het met rode en witte lampen naast de landingsbaan aangegeven glijpad werd net op tijd, nog vóór het bereiken van de Minimum Decision Altitude (MDA) van 400 ft, bereikt. Het NLR was blijkbaar niet op de hoogte van deze in het DC-10 AOM voorgeschreven naderingsmethode. De vliegers in de RVDL waren dat wel, maar zij weerspraken de fout van het NLR niet.

Windshear, up- en downdrafts kunnen dus niet worden bevestigd na analyse van objectieve DFDR-data en AOM-naderingsprocedures (§ 5.5)."

Analyse van de approach grafiek

Op Touchdown tijd T – 80 seconden is de pitch ongeveer 4 graden hetgeen normaal is voor de actuele snelheid. Op T-68 neemt de pitch af tot een waarde van ongeveer 0° op T-62. De A/P is engaged in Vertical Speed mode. Omdat de Autopilot stuurt op basis van de ingestelde Vertical Speed kan de pitch verlaging alleen maar optreden als er een updraft plaats vindt. De daarmee gepaard gaande vermindering van de Vertical Speed wordt dan door de Autopilot tegengestuurd. De stuurkrachten die de F/O uitoefent zijn klein maar wel voortdurend aanwezig mogelijk als gevolg het onbewust tegensturen van de door de A/P veranderende hoogtestuur stand. Vanaf het tijdstip T-68 treedt er een toename op in de frequentie en uitslagen van het hoogtestuur door de autopilot. Dit moet te maken hebben met turbulentie of updrafts en downdrafts. Als de F/O overschakelt naar CWS worden deze uitslagen groter in amplitude.

Als de PAPI in zicht komt legt de F/O het vliegtuig tijdelijk horizontaal (T-45) maar gaat daarna de PAPI-indicatie volgen met een tamelijk grote stuuruitslag. De variërende stuurkrachten en de daarmee fluctuerende pitch stand zorgen voor variaties in G krachten tussen 1.29 G en 0.82 G.

In het ongevalsrapport Hoofdstuk 1.11.2 wordt dit als volgt verwoord:

The recorded evolution in vertical acceleration shows the turbulent character of the approach and also can reflect the pitch oscillations noticed in the final phase of the approach, as well as the resulting sinking when the power was reduced to idle at 150 ft RA.



Ook hier wordt de turbulentie tijdens de approach benoemd maar ook de relatie gelegd waarin de verticale versnellingen veroorzaakt worden door pitch oscillaties die het gevolg zijn van handmatige stuurbewegingen nadat overgeschakeld is van CMD naar CWS. Het is waarschijnlijk, gezien de plotselinge toename in pitch oscillaties, dat de turbulentie hiervoor de trigger is geweest. De F/O raakte, nadat hij conform de Non-Precision approach procedure van het DC-10 AOM de A/P had afgezet, out of sync met het CWS-systeem, resulterend in een situatie van Pilot Induced Oscillations. De onstabieleit werd in het ongevalsrapport benoemd met de uitersten van de verticale daalsnelheid maar men heeft wel erkend dat er geen absolute parameters in het Martinair Basic Instructions Manual waren opgenomen om de stabiliteit van de nadering getalsmatig te beoordelen:

“The BIM does not contain any objective parameters when an approach is not stabilized, in particular during non-precision approaches.”

“Nevertheless it can be asked, why the captain did not consider the approach as unstable when the rate of descent below 500 ft suffered variations between + 100 ft/min to 1300 ft/min as well as his passivity throughout the whole approach.”

De onstabieleit van de nadering

De onstabieleit van de nadering is afleesbaar uit de verschillende data. Voor de crew was de onstabieleit minder kwantificeerbaar omdat deze in de BIM werd uitgedrukt in pitch en speed stability zonder hierbij exacte grenswaarden in graden of snelheidsafwijking in kts te omschrijven. Niet tegenstaande dit feit is het duidelijk dat de variabelen in speed en pitch alsook de snelheidsafname toegeschreven moeten worden aan de onrustige besturing van het vliegtuig door de F/O. De oorzaak ligt vermoedelijk in de turbulentie die optreedt vlak vóór het moment dat de autopilot overgeschakeld wordt van CMD naar CWS. Het is daarom ook dat de NTSB in haar commentaar op het draft report van 26-10-1994 opmerkt:

“Once the autopilot was disengaged, CWS with ATS remained; functions which were inappropriately used by the flight crew.”

Deze mening van de betreffende NTSB representative is wel uitlegbaar aan de hand van de data:

Pitch until 07.30.34 show small oscillations around 3° nose-up.

From 07.31.22 UTC until approx 07.32.10 UTC small oscillations shows around a central value of 4° nose-up.

In a last phase, after 07.32.10 UTC, high pitch oscillations between 0° and 8° nose-up started, which were not damped, with increasing turbulence in between.

The roll attitude behaviour emphasizes a decrease in stability in the last part of the approach, mainly as from 07.33.20.

As far as rate of descent is concerned, as from 07.31.51 UTC very wide oscillations started in values between +130 ft/min and -1300 ft/min.

As the time of touchdown the descent rate was above 900 ft/min.

The groundspeed did not show any abnormalities, being only worth mentioning that around 07.31.31 UTC there was a decrease in groundspeed, returning to the normal values afterwards.

The crab angle after 07.32.10 starts significant oscillations and at 07.33.17 reached 9°.

(T-3 heading is $106^\circ + 9^\circ = 115^\circ$)

It was found that the N1 and N2 behaviour matched the power lever position.

It was observed that until 07.32.00 the RPM were kept in limits, but thereafter remarkable oscillations started as a result of ATS response to pitch oscillations.

14. De besturing van het vliegtuig

De copiloot geeft op ongeveer 42 s vóór de landing een richtingsroer uitslag naar links terwijl er op dat moment nog geen sprake hoort te zijn van een decrab-maneuvre.

Het is onverklaarbaar waarom de F/O rudder-inputs is gaan geven. Dit is niet gebruikelijk bij grote straalvliegtuigen en onder normale omstandigheden zoals in een nadering zelfs ongewenst. Het leidde tot yaw en roll momenten die met aileron input opgevangen moesten worden. De onstabiliteit in het laterale vlak verhoogde de workload van de F/O die daarna in een muscle memory mode komt en op de "standaard" hoogte van 100 ft wederom het vliegtuig begint te decrabben zonder tegengestelde rolroer input. Dit resulteert uiteindelijk in een bocht naar links met 14° helling waarbij het vliegtuig boven de baanrand uit komt. Het is mogelijk dat een optische illusie bestond waarbij de vlieger zich boven de baan-as bevond en een groot headingverschil tussen voorliggende koers en de baanrichting waarnam, hetgeen een trigger vormde om aan de decrab-maneuvre te beginnen. Met name een lage exposure aan dwarswind landingen kan dit effect oproepen.

Het initieel decrabben maar daarna weer terugnemen van de rudder input bewijst dat het vliegtuig zich links van de baan-as bevindt. Het terugnemen van de rudder-uitslag is een poging weer richting de baan-as te bewegen maar dit had geen effect meer in de resterende korte tijd.

Volgens de verklaring van de cockpitcrew was het vliegtuig op de centerline op een hoogte van 200 ft hetgeen op het 1 nm DME punt is en wel op 0,5 nm van de baan.

Op het 1 nm DME punt vóór de baan en in het verlengde van de baan-as zou de koerscorrectie uitgevoerd moeten zijn van de approach track 111° naar de baankoers 106°. Dit moet gebeuren door middel van een rolroer input. De DFDR-data laten deze rolroer beweging niet zien.

Op 18 tot 13 seconden vóór de landing rolt het vliegtuig naar een hellingshoek van 10° Rechts. Dit is mogelijk met de bedoeling gedaan om beter op de verlengde baan-as terecht te komen.

Op 13 seconden vindt een aantal acties kort na elkaar plaats hetgeen indicatief kan zijn voor een mentale overload: het gas wordt dichtgetrokken, het richtingsroer wordt ingetrapt tot nagenoeg maximale uitslag waarbij een corrigerende roll-input naar rechts om de runway track vast te houden niet wordt gegeven.

Op 7 s wordt de richtingsroer uitslag weer verminderd tot 0°. Het beoogde effect was blijkbaar om de laterale drift naar de baan rand te stoppen. Echter het vliegtuig had toen al een hellingshoek naar links van 14°. In combinatie met de aantrekkende wind van rechts dreef het vliegtuig naar de linkerzijde van de baan. Dit betekent ook dat het vliegtuig tot aan dat punt uit een richting kwam van de baan-as en niet aan de linkerzijde van de baan zoals de tekening van het vliegtuigtraject in de AvioConsult analyse veronderstelt. Het ontstaan van de hellingshoek naar links vond zijn oorzaak in het niet gebruiken van afdoende rolroer uitslag om het effect van de richtingsroer uitslag tegen te gaan zoals bij een dwarswind landing moet gebeuren. Dit zou kunnen duiden op een niet afdoende beheersing van de dwarswind landingstechniek door de F/O of een mentale overload in combinatie met diverse visual illusions.

Als de gezagvoerder op dit tijdstip de Goaround inzet is het waarschijnlijk dat hij alle acties tijdens deze manoeuvre heeft uitgevoerd: het optillen van de neus maar ook het aanrollen van de helling naar 6° R. Zelfs de sterke rudderinput naar rechts is waarschijnlijk toewijsbaar aan de Captain als een poging om alsnog naar rechts richting de baan-as te sturen. Als laatste actie duwt hij de

gashendels naar voren maar het motortoerental is te laag om weer op tijd voldoende vermogen te krijgen en in combinatie met de hoge daalsnelheid is het ongeluk onvermijdelijk geworden.

Gebruik van diverse systemen

Het Autothrottle systeem

Op 13 s voor de landing, op een hoogte van 150 ft, trok de F/O de gashendels met de hand al dicht, tegen de autothrottle in. Normaliter zou het ATS pas op 50 ft radiohoogte in Retard Mode komen waarop de gashendels automatisch dicht getrokken zouden worden. Het “idle” toerental van de motoren dat hiervan het gevolg was, deed de opspoeltijd zover toenemen dat een doorstart vanaf lage hoogte onmogelijk werd.

In algemene zin zijn alle onderzoekers het erover eens dat het terughalen van de gashendels tot “idle” gebeurde, zoals het Rapport van Ongeval aangeeft, “most likely due to crew action”. Daarmee is echter niet verklaard waarom de F/O deze actie inzette en waarom hij de gashendels, tegen het Autothrottle systeem in, naar achteren getrokken hield.

Bediening van de stuurorganen in pitch, roll en rudder

In de fase dat de autopilot nog aanstaat maar het vliegtuig een aantal zones met turbulentie doorkruist zijn op de stuurkrachtgrafieken krachten zichtbaar die kunnen duiden op het “meesturen” met de autopilot door de F/O. De effecten op de vlucht zijn klein maar kunnen wel de aanleiding zijn voor het “out of sync” raken met het CWS-systeem als de F/O de A/P uitschakelt en op CWS verder vliegt. De NTSB gebruikt “inappropriate” voor de wijze van gebruik van CWS en Autothrottle.

De verkeerde techniek voor een landing onder dwarswind condities en het plaatsen van de voeten op de bovenkant van de rudder-pedalen waardoor druk op het rechter rempedaal kon worden uitgeoefend is eveneens opvallend. Het laatste dient namelijk pas te gebeuren nadat het vliegtuig geland is waarbij de voeten vanaf de onderkant van de rudder-pedalen naar boven worden verplaatst om de rempedalen in te kunnen drukken.

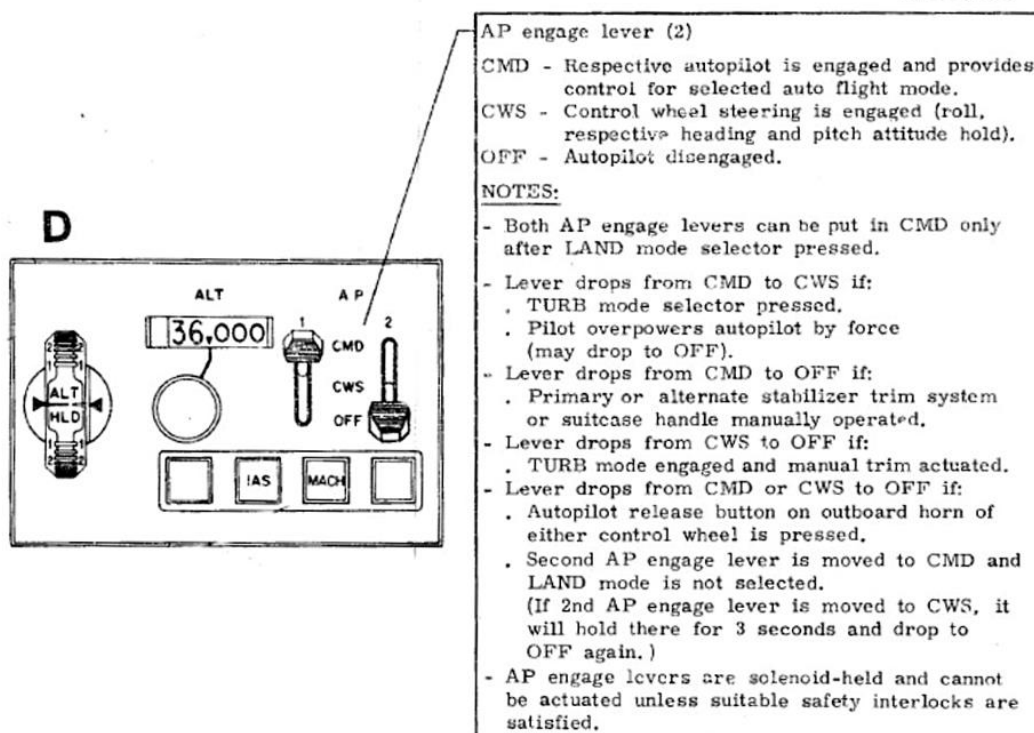
Het lijkt wel zo te zijn dat de turbulentie gedurende de nadering de initiator is geweest voor de inputs die de F/O maakte. Deze inputs raakten daarna “out of sync” met de bewegingen die gemaakt werden beneden 500 ft door de autopilot tijdens de besturing middels CWS. Uit de gehele vlieganalyse lijkt een gebrek aan ervaring of dat gebrek aan ervaring van de F/O, in ieder geval voor wat betreft de omstandigheden tijdens de nadering op Faro, van belang is geweest. Daarom lijkt het belangrijk om te onderzoeken wat de vliegtechnische achtergrond van de F/O was, voorafgaand aan het ongeval, maar ook welke andere aspecten een rol hebben gespeeld bij het ontstaan van het ongeval.

Oorzaak en gevolg van uitval van het CWS op 6 s voor de landing.

AvioConsult en NLR houden het op conflicterende stuurinputs van captain en copiloot. AvioConsult is van mening dat uit de DFDR-data zou blijken dat er geen nadelige gevolgen waren voor de besturing.

NLR : *“The flare response of the aircraft in this “manual” mode will be quite different than when in CWS-mode, viz such that, certainly at the lower speed at around touchdown, the pitch-up in the flare will be less than expected, if this tripping of the CWS has gone unnoticed by the crew. **This may explain the rather short flare that occurred at touchdown.**”*

Het AOM praat niet over conflicterende inputs maar stelt dat het systeem van CWS naar OFF gaat als de autopilot door de vlieger overpowered wordt. De sterke roll input naar rechts die de gezagvoerder inzette kan mogelijk de Autopilot in de CWS mode al overpowered hebben omdat de F/O ook al stuurde met een bepaalde stuurkracht. De effecten van een fully manual mode op de flare karakteristieken worden in het AOM niet benoemd. De beduidende lagere snelheid bij touchdown is echter debet aan de verminderde aerodynamische capaciteit van het hoogteroer. Omdat de kinetische energie van de hogere daalsnelheid kwadratisch toeneemt met die daalsnelheid kan dit niet meer worden opgevangen ondanks de zeer grote hoogteroer uitslag die gegeven werd.



02 AUTOPILOT DISENGAGE/DEGRADE

- Disengage from CMD or CWS to OFF.
 - . Either AP release button pressed.
 - . AP lever manually moved to OFF.
 - . Any sensor valid input is lost.
 - . The platform selector switch is operated.
 - . The pitch monitor is activated (Pitch hardover protection).
 - . The roll monitor is activated (Roll rate protection).
 - . An excessive CWS signal (except in LAND mode).
 - . In TURB mode when manual stabilizer trim is used.
- Degrade from CMD to CWS.
 - . TURB switch is pressed.
 - . Autopilot overpowered by force on control wheel (normal CWS signal).
- Disengage from CMD to OFF.
 - . Pilot operation of stabilizer trim switches or suitcase handles.

De Goaround

Toen de gezagvoerder zich bewust werd van de precare situatie waarin het vliegtuig zich bevond op 6 seconden voor touchdown besloot hij een go-around te maken. Omdat de motoren slechts op een idle toerental draaiden duurde het te lang voordat voldoende vermogen werd ontwikkeld om de doorstart succesvol te maken. Ondanks de verhoogde neusstand die de captain inzette werd de

hoge daalsnelheid slechts weinig verminderd en vormde zo de inleiding voor de harde landing welke het ongeval inluide. De lage voorwaartse snelheid beperkte ook de aerodynamische capaciteit van het hoogteroer waardoor de grote uitslag van het hoogteroer de daalsnelheid toch niet substantieel deed afnemen. De uitspraak van NLR: *"This may explain the rather short flare that occurred at touchdown"* getuigt van de veronderstelling dat de "short flare" onder andere veroorzaakt werd door de manual mode, waarin het vliegtuig zich bevond, ten opzichte van het flare gedrag in CWS. Het lijkt dat het flare gedrag eerder te wijten viel aan de aerodynamische situatie en de kinetische energie aspecten van de hoge daalsnelheid waarbij de descent rate slechts weinig verminderde ondanks de zeer grote stuuruitslag van het hoogteroer. De effecten van de hogere kinetische energie door de toename van de daalsnelheid worden in het hoofdstuk Daalsnelheid nog verder toegelicht.

Naderings- en daalsnelheden

De door de vliegers op het autothrottle-systeem ingestelde naderingssnelheid was 5 kt te laag. De naderingssnelheid had 144 kt moeten zijn."

Het was echter ook een fout mogelijk werd gemaakt door het gebruik van een Landing Data Card waarop niet specifiek als approach speed $V_{th} + WCF$ vermeld stond maar slechts de V_{th} . Voor deze procedurele omissie is Martinair dus grotendeels verantwoordelijk.

Martinair **LANDING DATA** **DC-10**

GAW: 1094

R/W	R/W LENGTH AVAIL	ACTUAL LANDING DISTANCE		
		GOOD	MED	POOR
10	245	1905	2400	3055

EST LW: 1620
ACT LW: 1614

Station: 5 A D
Elev: 24
Wind: 140/14
QNH: 1013
Trans Level: 15/14

UP/RET: 827
MIN. MAN: 139
Threshold: 139

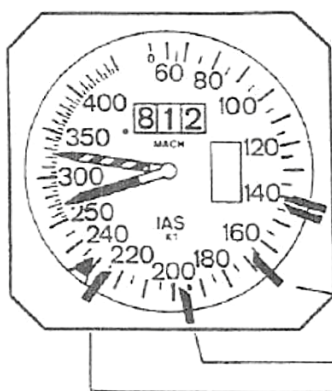
UP/RET: 0° TO
MIN. MAN: 0° TO
Approach: 0° TO
Threshold: 0° TO

Actuele Landing Data Card MP 495

Landing Data Card MP495: de geplande Threshold speed (V_{th}) van 139 kts is nog net zichtbaar in het 2^e vakje linksonder bij de configuratie 50 LAND.

Omdat nergens op deze Landing Data Card de uiteindelijk benodigde snelheid $V_{th} + 5$ wordt benoemd kan dit dus leiden tot het selecteren van de verkeerde snelheid (V_{th}) = 139 kts in plaats van 144 kts op het glareshield panel hetgeen bij MP495 ook gebeurd is.

Ook de instelling van de speedbugs op de snelheidsmeters was gebaseerd op de V_{th} van 139 kts conform DC-10 AOM 3.3.5-01 Speeds.



DC-10 AOM 3.3.5-01
Speedbug settings snelheidsmeter

- The Final Approach Speed (FAS) = V_{th} + Wind Correction Factor (WCF).

DC-10 LANDING DATA

Martinair

HOLDING ALTITUDE	MAX SPEED FAA	MAX SPEED ICAO
0 ft - 6000	200	210
6000 ft - 14000 ft	210	220
14000 ft & ABOVE	230	240

Act. Land Dist	Avail	Good	Med	Poor
R/W 11	2445	1905	2400	3055
R/W				

Landing weight 161.400

kg

UP/RET 227	kt	Station FAO
Min. Manoeuvre		Elev 204
0°/TO 195	kt	Temp 15 / 14 °C
Min. Manoeuvre		ONH 1013
22°/TO 161	kt	W/V 140/14
Min. Manoeuvre		Vis 4000 m
50° LAND 139	kt	Cld base 800 ft
Threshold		GA NI 109.4
35°/LAND 143		
Alt Threshold		

VD 1014 NOV 1975

Hydraulic Failure Configuration Change

UP/RET _____
Min. Speed

15°/RET _____
Min. Speed

Abnormal Flap/Slat configuration

____ O / _____ kt

____ ° / _____ kt

____ ° / _____ kt

____ ° / _____ kt

____ ° / _____ kt

Threshold

Single Engine Landing

UP/RET _____ kt

Min. Manoeuvre

____ ° / TO _____ kt

Approach

____ ° / TO _____ kt

Threshold

0 51152

Een voorbeeld van een Landing Data Card uit 1975 zoals destijds in gebruik bij Martinair. Hoewel het een iets afwijkende indeling heeft in vergelijking met die welke in 1992 werd gebruikt is het principe van gebruik identiek. De getallen in dit voorbeeld zijn van toepassing op MP495. De ingestelde naderingssnelheid was V_{th} en daarmee 5 kt te laag. Deze snelheid nam nog verder af nadat de throttles te vroeg waren dichtgetrokken. Om op het naderingsglijpad te blijven was een hogere neusstand nodig maar die werd niet gehandhaafd waardoor de daalsnelheid sterk opliep. Het optrekken van de neus vlak voordat de landing plaats vond deed de snelheid nog verder afnemen maar de daalsnelheid kon niet afdoende worden beperkt met een zeer harde landing tot gevolg.

15. Het beschikbare zicht en actuele baancondities

De zichtwaarden waren onder sterke veranderingen onderhevig door de aanwezigheid van buien. Waar aan het begin van de nadering van MP 495 de landingsbaan en de B767 van Martinair MP 461 nog goed zichtbaar waren veranderde dit door de neerslag aan het einde van de nadering.

AvioConsult:

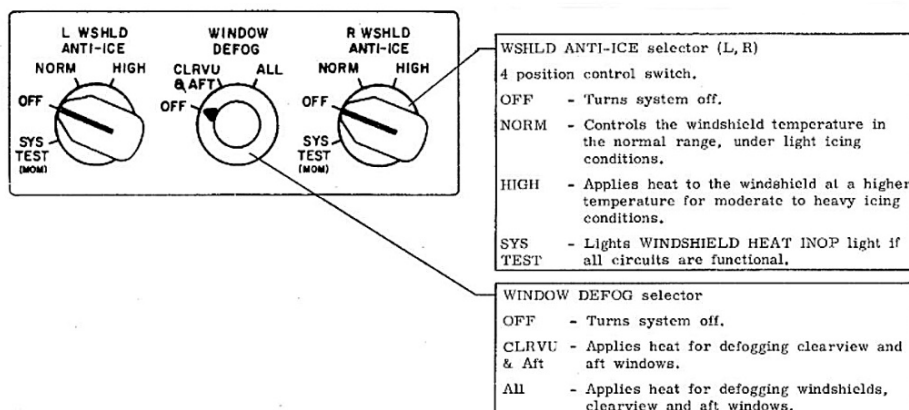
“De zichtbelemmering door neerslag op 20 s (240 ft hoogte) voor de landing had tot een onmiddellijke doorstart moeten leiden, mede omdat de copiloot nooit de call 'Landing' had gegeven (§ 5.10.3).”

Hier spreekt het gebrek aan ervaring van de F/O. Hij had natuurlijk een doorstart moeten maken als hij niet langer zeker was van de positie van de baan of het zicht op de baan totaal verloren was gegaan. Hij meende echter dat het slechte zicht naar voren toe kon worden opgelost door het aanzetten van het windshield anti-ice, een misvatting die wijst op een gebrek aan ervaring met dit soort situaties. Er was natuurlijk geen ijsaanzetting op het cockpitraam, gezien de buitenlucht temperatuur (16° C) Mogelijk wordt hier gerefereerd aan windshield Defog maar dat stond ook altijd aan (conform checklist).

Er zijn 2 scenario's mogelijk die in het Rapport van Ongeval niet specifiek behandeld zijn.

1. De F/O realiseerde zich niet dat het aanzetten van de windshield wipers op de hoogste stand het probleem van het slechte voorwaartse zicht op kon lossen. Toen de FE de windshield wipers op de hoge stand zette had de F/O weer genoeg zicht en kon de approach doorgezet worden. Dit schakelen door de F/E kan zijn bevestiging vinden in het feit dat de F/E vervolgens meldt “you’re at fast”. Tegen dit scenario spreekt dat het schakelen van de windshield wipers als het vliegtuig nog op een afstand van 3 nm van de baan is op het CVR-transcript geregistreerd staat maar verder niet meer. Dan zou de bevestiging door de F/E (“you’re at fast”) alleen bevestigen dat de mogelijk gewenste wiper setting al ingesteld was. Het is niet duidelijk of het mogelijk is dat het schakelen van de windshield wipers van “Low” naar “High” wel geregistreerd is op de tape maar niet herkend of verwerkt in het transcript van de CVR.
2. Zelfs als de F/O de call “LANDING” had gegeven zou het totale verlies van het zicht op de baan beneden MDA reden moeten zijn om een doorstart te maken. Omdat de gezagvoerder blijkbaar zicht op de baan hield vond deze het niet nodig om op basis van de opmerking van de F/O een doorstart te (laten) maken. Het zou aanbevelingswaardig geweest zijn als de opmerking door de F/O “ik zie niets” in het RvO verduidelijkt zou zijn zodat eenduidig geweest zou zijn wat er mee bedoeld werd. Het kan namelijk een verwijzing zijn dat voor hem het totale zicht op de baan verloren was gegaan (hetgeen een doorstart zou vereisen) of het was een wijze van uitdrukken betreft die in het Nederlands wel vaker wordt gebezigd om aan te duiden dat je last hebt van verminderd zicht. Omdat noch de Captain noch de Flight Engineer de situatie als totaal verlies van zicht op de baan beschouwden werd een doorstart niet ingezet. Dit wijst er indirect op dat er voldoende zicht was en de opmerking van de F/O (“ik zie niks”) refereerde aan verminderd zicht waarbij hij het lastig vond om op dat moment een goede inschatting te maken van de landingssituatie in het verticale en het laterale vlak.

- Windshield Anti-Ice/Defog SET
- . L and R WSHLD ANTI-ICE Selectors AS REQUIRED
- . WINDOW DEFOG Selector ALL



De Checklist en Anti-Ice System settings laten zien dat de F/O zich niet goed bewust was van de exacte werking of operationele effecten van het windshield anti-ice systeem. Door zijn hoge workload was dit mogelijk datgene wat hij kon bedenken om het zicht naar voren te verbeteren. Het vragen om “windshield anti-ice on” zoals de CVR dat weergeeft was niet opportuun bij de gegeven buitenlucht temperatuur van 16° zoals deze door de verkeersleiding was opgegeven.

Uit de DFDR-data blijkt dat vlak voor het moment van overgang van Autopilot naar CWS de F/O “meestuurt” met de autopilot d.w.z. krachten uitoefent op de control column. De mogelijke initiator hiervoor is de turbulentie in de nadering. De autopilot corrigeert voor de variaties in Vertical Speed zoals deze zijn ingesteld maar de F/O stuurt onbewust mee. De mate van turbulentie is onderwerp van discussie maar het triggerde wel een reactie van de F/O. Bij de overgang naar CWS worden de door de F/O gebruikte stuuruitslagen groter. Dit wordt door zowel AvioConsult, NLR en NTSB in meer of mindere mate onderschreven.

Uit meerdere DFDR-data en uit de tekening met impact data uit het RvO Annex 11 blijkt volgens AvioConsult dat er geen harde windvlaag kan zijn geweest net voor de landing van MP495. Wel werden de dwarswindlimieten van de DC-10 en, zo werd gesteld, de persoonlijke limiet van de copiloot voor het landen op een 'flooded runway' ruimschoots overschreden. Ook werd geopperd dat als de landing zonder schade zou zijn gelukt, het vliegtuig hoogstwaarschijnlijk van de baan zijn geraakt als gevolg van aquaplaning.

Bij een flooded runway en dus Braking Action Poor was het nooit toegestaan om te landen met de gegeven wind condities. Dat gold dus voor zowel de F/O als de gezagvoerder. De dwarswindlimiet voor een ‘wet’ runway met braking action medium is 15 kts. Dit is waar de crew van uit is gegaan. Voor die situatie was het vliegtuig binnen de landingslimieten gezien de door de toren opgegeven wind van 150/15-20. De crosswind component is dan 14 kts. Dat het vliegtuig onder de opgegeven baancondities (“flooded”) buiten limieten was is evident, maar dat heeft geen bijdrage geleverd aan het ongeval. De veronderstelling dat het vliegtuig in geval van een veilige landing alsnog van de baan zou zijn geraakt is niet relevant, zeker omdat de Martinair B767 die enkele minuten van tevoren was geland dit op een veilige manier had gedaan en geen pilot report over Poor of Medium Braking Action had doorgegeven. De B767 was ook geland met een wind die buiten de B767 limieten was bij actuele “flooded” baancondities. Voor de B767 limieten zie de bijlage. Maar de bemanningen van

zowel de DC-10 als de B767 hebben niet onderkend dat de opgegeven landingscondities resulteerden in “Braking Action Poor” omdat de gebruikte terminologie niet was opgenomen in de Martinair handboeken. Op basis van de door de toren gerapporteerde wind, hetgeen het wettelijke criterium is voor de cockpitbemanning om de dwarswind component te bepalen, nam men aan dat het vliegtuig binnen de gestelde dwarswind limieten bleef voor een natte baan. De toename van de wind binnen 1 minuut naar een piekwaarde van 220/35 ten tijde van de landing van MP495 is in het meteorologische SIO-systeem wel geregistreerd. Toch heeft dit niet geleid tot een observatie in het Portugese rapport dat er sprake was van windshear op dat moment. Windshear is opgetreden maar pas op een later tijdstip. De bemanning heeft nooit een actuele wind rapportage gekregen van ATC op het tijdstip van de landing waarmee deze aantrekkende wind voor hen duidelijk geworden zou zijn.

Er is soms verondersteld dat indien de landing goed zou zijn verlopen, het vliegtuig toch van de baan geraakt zou zijn als gevolg van de zijwind en de heersende baanconditie (“flooded”). De lage wrijving die de wielen dan zouden ondervinden zou leiden tot aquaplaning en een verlies aan stuurcapaciteit (“cornering capability”) om het vliegtuig op de baan te houden.

AvioConsult:

“De veel lagere frictie van de neuswielen op de baan (aquaplaning) zou niet toereikend zijn om het weerhaan-effect van de harde wind op de grote verticale staart bij afnemende snelheid tegen te werken, wat een van de redenen is voor dwarswindlimieten.”

Bij dwarswind waarbij er voldoende frictie is van de wielen heeft het vliegtuig de neiging om “in de wind” te draaien door de kracht die de wind op het verticale staartvlak uitoefent. Het vliegtuig recht houden gebeurt door een tegengestelde richtingsroer uitslag te geven. Bij een te grote dwarswindcomponent lukt het dan niet meer om het vliegtuig op de baan te houden. Het vliegtuig draait dan van de baan af in de richting van de wind. Hierom publiceert de fabrikant een “maximum recommended crosswind”.

Bij een baan met lage frictie door ijs, sneeuw, of “standing water” treedt dus nog een vergroot effect op omdat de wielen minder weerstand (grip) hebben.

Of er werkelijk Poor braking action was is niet te bewijzen omdat het hier een inschatting betrof die de betreffende verkeersleider doorgaf zonder dat een actuele meting van de baan condities had plaats gevonden. De veilige landing van de MP 461, de B767, die te maken had met dezelfde windlimieten onder de baanconditie “flooded” laat zien dat de actuele condities op dat moment niet overeenkwamen met de door de verkeersleiding opgegeven (ingeschatte) waarden.

De gezagvoerder van de B767 kon ook niet op de hoogte zijn van de betekenis van de terminologie “flooded” omdat deze niet in de Martinair handboeken vermeld stond. Ook gelden er voor een natte baan meerdere windlimieten afhankelijk van de braking action, waarbij de Martinair policy was om bij “moderate to heavy rain” altijd aan te nemen dat de Braking Action Medium was. Dat is uiteraard veilig maar zegt niets over de werkelijke braking action, zeker als we de variabele regen-intensiteit van die dag in rekening brengen. Bij de gerapporteerde wind was dit precies op de limiet voor Medium Braking Action, waarvan de crew is uitgegaan, maar niet voor de baan-conditie “Flooded” die de verkeersleider had doorgegeven.

04 RESTRICTIONS TO MAXIMUM WIND COMPONENTS

- Runway Conditions (Take-off and Landing)				Maximum Cross Wind Comp.(kt)		Maximum Tail Wind Comp.(kt)
Braking Action	Motne Code	Friction Coeff. (μ)	Typical Runway Condition	RWY Width 45 m or more	RWY Width 40 - 45 m	
GOOD	5	0.40 and above	. Dry Runway . Wet Runway with good surface condition	30	15	10
MEDIUM to GOOD	4	0.39 to 0.36		20	*	*
MEDIUM	3	0.35 to 0.30	. Moderate to heavy Rain On clear Runway . Snow/Ice covered but sanded Runway	15	10	5
MEDIUM to POOR	2	0.29 to 0.26		*	*	*
POOR	1	0.25 and below	. Slush or Ice covered Runway . Ice covered Runway . Freezing Rain . Drizzle on dusty Runway . Standing Water	5	0	0

Bij een natte baan en braking action Medium was de door de Toren gerapporteerde wind binnen limieten voor de landingslimiet van 15 kts. De waarschijnlijkheid dat de Braking Action actueel inderdaad "Poor" was is niet groot gezien de veilige landing van MP 461, de B767, die enkele minuten vóór MP 495 op Faro was geland. Helaas is er geen verklaring van de gezagvoerder van de B767 over de actueel ondervonden Braking Action in het ongevalsrapport opgenomen. Wel is bekend dat deze gezagvoerder verklaard heeft dat de weersomstandigheden bij zijn landing veel beter waren dan die voor de DC-10. Dit heeft waarschijnlijk te maken met de geobserveerde hoeveelheid neerslag en daarmee samenhangend teruglopend zicht.

Het lijkt logisch om te veronderstellen dat de gezagvoerder van de B767 een PIREP (Pilot Report) zou hebben gegeven op de Toren frequentie als de ondervonden Braking Action werkelijk "Poor" was. Daarmee zou de DC-10 crew op de hoogte zijn van de gevaarlijk lage remcoëfficiënt van de baan. Dit is niet gebeurd, hetgeen indirect aantoont dat de werkelijke Braking Action in ieder geval beter was dan "Poor" zoals bedoeld door de verkeersleiding. In het tijdsbestek van enkele minuten tussen de landing van de B767 en de DC-10 zou er dan een significant verschil in baancondities moeten zijn opgetreden. Dit is theoretisch mogelijk maar niet erg waarschijnlijk.

Dit ongeval toont aan de beperkingen van rem-coëfficiënt rapportages zonder dat deze werkelijk gemeten zijn. De Airport Operator is verantwoordelijk voor het doorgeven van de baancondities aan ATC. Dit proces en met name de updates ervan gedurende de tijd dat het regende op Faro zijn niet verder uitgewerkt in het Rapport van Ongeval. Het ontbreken van een toelichting op het belang van PIREP's en het feit dat de crew van MP461 hierover niets heeft gemeld lijkt een omissie in het rapport. Bij werkelijk slechte baancondities zoals de terminologie Braking Action Poor veronderstelt zou de B767 MP 461 hachelijke landingsomstandigheden hebben moeten ondervinden die meldenswaard geweest zouden zijn. Bovendien blijkt het een risico om terminologie zoals "Flooded" te gebruiken die, hoewel feitelijk correct, bij vliegers niet snel het correcte beeld oproepen van de baancondities. Dit in tegenstelling tot directe braking action reports en begrippen zoals "standing water" waarmee vliegers operationeel meer bekend mee zijn. Idealiter zou de term "Flooded", hoewel niet strikt vereist, gepaard dienen te gaan met een Braking Action report.

Het begrip "Flooded" was niet opgenomen in de Martinair handboeken waardoor onbekendheid

met dit begrip de crew niet verweten kon worden. De verantwoordelijkheid voor deze omissie lag bij Martinair.

Tenslotte zou het zinvol geweest zijn als de controller bij beide momenten dat de baancondities werden doorgegeven dit separaat had gedaan van andere klaringen om het belang van de baancondities te benadrukken. Het is duidelijk dat **beide** Martinair crews van MP 495 en MP 461 niet geregistreerd hebben dat er kritische baancondities waren onder welke ze niet mochten landen. In het RvO is geen verklaring opgenomen van de ondervonden Braking Action door de gezagvoerder van de B767 met vluchtnummer MP 461.

CVR OPNAME MP 495

ATC	Cleared to land runway one one, runway surface conditions flooded, wind one five zero, two zero knots
MP461	one five zero, two zero, Martinair four six one
ATC	four nine five copied, report at minimums or runway in sight, runway surface conditions are flooded
MP495	roger, call you

16. Daalsnelheid

De daalsnelheid bij de landing was volgens de NTSB en de Portugese ongevalscommissie 900 ft/min en volgens NLR ruim 900 ft/min. AvioConsult komt in haar rapportage (5.14) tot een lagere waarde gebaseerd op de afname van de radiohoogte binnen een bepaalde tijd. Ook de limieten van de maximale daalsnelheid DC-10 zoals AvioConsult deze benoemde zijn certificatie eisen waarbij additionele krachten te wijten zouden zijn aan de getraverseerde landing en de geremde achterwielen.

Het ongevalsrapport DCA97MA055 waaraan AvioConsult refereert betreft het ongeval met een Federal Express MD-11 en men haalt daar de getallen aan uit de certificatie eisen. Er bestaat in de certificatie een maximum allowable landing G limiet die inderdaad boven 2,4 G ligt bij een wingslevel touchdown. Maar bij het voornoemde ongeval wordt onder Findings het volgende gezegd:

“The energy transmitted into the right main landing gear during the second touchdown was 3.2 times greater than the MD-11’s maximum certificated landing energy and was sufficient to fully compress (bottom) the right main landing gear strut and cause structural failure of the right wing rear spar.”

Het is niet zozeer de traverserende hoek bij een landing die kritisch is maar de rate of descent en de rollangle bij een single gear touchdown die de maximum G limiet bepalen. Dat wordt in meerdere Boeing berekeningen ook duidelijk.

Ook het gedocumenteerde spin-up en springback fenomeen van een gear met meerdere wielen is daarin belangrijk en niet, zoals AvioConsult veronderstelt, het theoretische scenario waarbij, ondanks de touchdown protection van het landingsgestel de achterste wielen toch geremd zouden zijn. De volgende pagina laat de relatie zien tussen vliegtuig gewicht en de maximaal toegestane G krachten bij een bepaalde hellingshoek.

Regelgeving:

Certification for landing on one wheel is governed by 14 CFR 25.483, “One-wheel Landing Operations.” Based on conditions and assumptions contained in Section 25.473, Section 25.483 requires that an airplane be certified to withstand a 10 fps vertical landing at its maximum landing weight (471,500 pounds) with zero roll angle.

Title 14 CFR Part 25 requires that an airplane’s landing gear and associated structure be able to withstand a 12 fps vertical speed when landing at maximum landing weight on one gear at zero roll angle and 1.0 g lift.

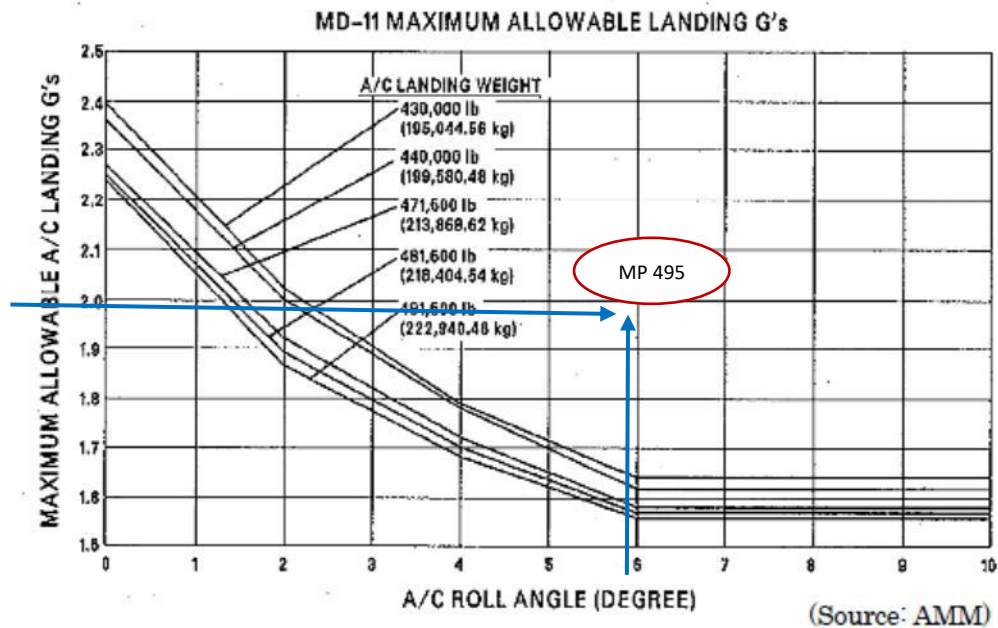


Figure 20 Landing G's vs Roll Angle

Een landing zoals die in Faro met een 6 graden rolhoek en 1,96 G touchdown is duidelijk over de limiet zelfs als we het actuele landingsgewicht in de grafiek interpoleren. Het maximale toegestane aantal G bij 160.000 kg en 6 graden rollangle ligt naar schatting rond 1,7 G.

Zoals ook later in het hoofdstuk over de oorzaak van de hoge daalsnelheid wordt uitgelegd is het belangrijk om te realiseren dat de daalsnelheid in essentie kinetische energie is die door het landingsgestel moet worden opgevangen.

Naarmate de daalsnelheid toeneemt, neemt de kinetische daalenergie toe met het kwadraat van de daalsnelheid ($\frac{1}{2} m \cdot R/D^2$). Om deze verhoogde kinetische energie tijdens de flare op te vangen, dient de lift door de vleugels aanzienlijk verhoogd te worden. Het verhogen van de lift kan, zonder extra snelheid, niet haalbaar zijn en een harde landing of undershoot zal het gevolg zijn.

Verhoogde daalsnelheden vragen dus juist om hogere dan normale lichtsnelheden om de hoge kinetische energie van de afdaling veilig op te vangen. Het selecteren van de juiste flare-hoogte om de daalsnelheid bij de landing te stoppen terwijl de lichtsnelheid snel afneemt, is erg moeilijk, zo niet onmogelijk.

In de certificatie moet het landingsgestel een daalsnelheid van 10 ft per seconde (600 ft/min) bij het maximum landingsgewicht aankunnen. De door het NLR berekende daalsnelheid in het geval van MP 495 was 966 ft/min. Dit betekent een kinetische energie die kwadratisch toeneemt tot een waarde die $(966/600)^2 = 2,59$ keer groter is dan de certificatie eis. In het hiernavolgende hoofdstuk wordt de certificatie van de DC-10 verder toegelicht.

17. DC-10 Landing Gear certificatie

De sterkte eisen voor het landingsgestel bij de certificatie van de DC-10 zijn gebaseerd op CFR 25. Hierin worden een aantal basiseisen gesteld namelijk het kunnen weerstaan van een bepaalde belasting in verticale zin en de eis dat gear failure in het horizontale vlak, bijvoorbeeld als gevolg van het raken van een obstakel niet mag leiden tot een beschadiging van de brandstoftanks. Een mogelijkheid om dit te garanderen is de introductie van een shear-mechanisme waarbij de gear onder bepaalde omstandigheden af kan breken zonder dat dit schade toebrengt aan de brandstoftanks. De DC-10 is gecertificeerd op basis van het gebruik van zulke fuse pins (trunnion bolts) in de gear.

§25.723 Shock absorption tests.

(a) The analytical representation of the landing gear dynamic characteristics that is used in determining the landing loads must be validated by energy absorption tests. A range of tests must be conducted to ensure that the analytical representation is valid for the design conditions specified in §25.473.

(1) The configurations subjected to energy absorption tests at limit design conditions must include at least the design landing weight or the design takeoff weight, whichever produces the greater value of landing impact energy.

(2) The test attitude of the landing gear unit and the application of appropriate drag loads during the test must simulate the airplane landing conditions in a manner consistent with the development of rational or conservative limit loads.

→ (b) The landing gear may not fail in a test, demonstrating its reserve energy absorption capacity, simulating a descent velocity of 12 f.p.s. at design landing weight, assuming airplane lift not greater than airplane weight acting during the landing impact.

(c) In lieu of the tests prescribed in this section, changes in previously approved design weights and minor changes in design may be substantiated by analyses based on previous tests conducted on the same basic landing gear system that has similar energy absorption characteristics.

§25.721 General.

→ (a) The landing gear system must be designed so that when it fails due to overloads during takeoff and landing, the failure mode is not likely to cause spillage of enough fuel to constitute a fire hazard. The overloads must be assumed to act in the upward and aft directions in combination with side loads acting inboard and outboard. In the absence of a more rational analysis, the side loads must be assumed to be up to 20 percent of the vertical load or 20 percent of the drag load, whichever is greater.

Een belangrijk aspect bij de certificatie is de aanname van een level attitude van het vliegtuig. Ook de gevolgen van een lateral drift moeten meegenomen worden in de berekening. Effect van rollrate, touchdown op een single gear met een roll-angle en (negatieve) lift zijn **niet** overwogen bij de certificatie.

De NTSB brengt ook Safety Recommendation letters uit met aanbevelingen en wetenswaardigheden. Een passage uit zo'n publicatie betreffende de MD-11 treft u hieronder aan.

→ *"In its July safety recommendation letter, the NTSB noted that the Boeing MD-11 FCOM recommends a sink rate of 2 to 4 fps during the landing flare, and that the airplanes are certified to land at maximum landing weight with a sink rate of 10 fps (600 fpm) and "an ultimate sink rate of 12.3 fps."*

Voor de DC-10 gelden genoemde getallen ook omdat de DC-10 en MD-11 gears identiek zijn.

Bij onderzoek van DC-10 en MD-11 ongevallen en gerelateerde certificatie eisen zijn geen andere eisen betreffende certificatie gevonden anders dan hierboven aangegeven.

Dezelfde certificatie criteria worden ook bevestigd in het rapport van het China Airlines ongeval te Hong Kong zoals uit de volgende passage blijkt:

*Captain EVERS did not dispute the structural evidence from Boeing that **the design sink rate for the MD-11 on a symmetrical landing is 10 fps** and that **the kinetic energy which must be absorbed to decelerate an aircraft is a function of the velocity squared** i.e. the energy to be absorbed by the landing gear for a 20 fps sink rate is four times that for a 10 fps ROD.*

In het geval van MP 495 is de daalsnelheid door NLR, Portugese Ongevalse commissie en NTSB bepaald als tenminste 900 ft/min. De gecertificeerde daalsnelheid is 600 ft/min oftewel 10 ft/sec. Dit betekent dat, bij een rate of descent van 900 ft/min oftewel 15 ft/sec de landing gear een belasting moet opvangen in het verticale vlak die $15/10 = 1,5$ in het kwadraat is 2,25 maal de kinetische energie bedraagt dan waarvoor het vliegtuig gecertificeerd is.

Zelfs indien de rate of descent van MP 945 800 ft/min (13,5 ft/sec) zou zijn geweest is dit een overschrijding van de **ultimate** sinkrate van het toestel, welk in de certificatie op 12,3 ft/sec is gesteld. Alle andere factoren hebben, zoals eerder genoemd, versterkend gewerkt op de energetische belasting van de fuse pin en daarmee op de integriteit van het main landing gear.

Er zijn meerdere harde landingen geweest op de DC-10 (1x) en MD-11 (4x) die hebben geleid tot landing gear failure gevolgd door wing failure. Na een ongeval in 1978 met een Continental DC-10 heeft Douglas de fuse pins vervangen door nieuwe zogenaamde "zero margin trunnion pins". Het is niet duidelijk of op de DC-10-30 van Martinair deze nieuwe fuse pins geïnstalleerd waren aangezien het vliegtuig gebouwd was in 1975, 3 jaar voordat het ongeval met de Continental Airlines DC-10 plaats vond. Dit kan alleen gegarandeerd zijn als de FAA hierover een Airworthiness Directive heeft uitgegeven die zo'n modificatie verplicht stelt. Wel lijkt dat duidelijk dat de fuse pins die op de MD-11 in gebruik waren dezelfde limitatie kenden voor verticale belasting als de Martinair DC-10 gezien het aantal identieke ongelukken dat zich op de MD 11 voordeed. Genoemde ongevallen met DC-10 en MD-11 vliegtuigen hebben gear-failures als oorzaak gehad waarbij de hoge verticale krachten de fuse-pin deden bezwijken waarbij de gear "bottomde" en de rear spar van de vleugel faalde door het wegbreken van het trapezoïde panel. Dit leidde tot de wing failure. Dit is de reden dat meerdere vliegtuigen, waaronder de DC-10 van Martinair, door de lift die gegenereerd werd door de tegenoverliggende vleugel op hun rug werden gedraaid en ondersteboven naast de baan belandden. Het ongeluk met de China Airlines MD-11 geeft dit letterlijk zo weer.

The analysis has produced a definition of a failure sequence that is reasonable and appears to have no significant inconsistencies with the accident observations. The failure appears to have initiated with the forward trunnion bolt of the right-hand landing gear (the trunnion shearing upwards) closely followed by failures of the inboard right wing rear spar webs and caps. These failures were the result of an extremely high vertical load and an associated "springback moment" applied to the right main landing gear. Both the high vertical load and the high "springback moment" were a result of the excessive (18-20 ft/sec) sink rate, and the slightly rolled (3 degrees right wing-down) touchdown attitude.

18. Onderzoek naar MD-11 Landing Gear failures

De navolgende analyse toont aan dat men inmiddels vergevorderde resultaten heeft geboekt om de werkelijke oorzaken te achterhalen van verscheidene MD-11 vliegtuig crashes plaats vonden zijn onder vergelijkbare omstandigheden van een hoge daalsnelheid bij touchdown zoals dit zich voordeed bij de DC-10 van Martinair.

Fuse Pin Failure - Gear Failure - Wing Failure

Het afbreken van de rechter gear is veroorzaakt door een combinatie van:

- hoge daalsnelheid,
- spin-up force en de spring-back force van de gear zelf
- rollrate van 6°/sec naar rechts op het moment van touchdown.
- De landing op een single gear, verergerd door touchdown op het achterste wiel.

Er is gesuggereerd dat het ingedrukt hebben van het rempedaal invloed gehad kan hebben op het afbreken van de rechter gear. Dit is onwaarschijnlijk aangezien de DC-10 volgens het AOM een touchdown protectie kent waardoor het fenomeen van een geremd wiel bij touchdown onmogelijk is. Wel is het fenomeen dat de betrokken vlieger het rempedaal ingetrapt had een indicatie van de spanning waaraan hij stond blootgesteld en een gebrek aan ervaring. Normaliter zou bij de landing alleen het richtingsroer met de pedalen bediend moeten worden en pas na de landing worden de voeten verplaatst naar boven om de rempedalen in te drukken. Deze foutieve handeling is mogelijk niet onderkend of besproken tijdens training op de DC-10.

Andere factoren die bij de gear failure een rol gespeeld kunnen hebben zijn;

- side loads door de getraverseerde landing,
- side loads door de laterale verplaatsing van het vliegtuig door de wind,

Het is moeilijk om aan deze laatste factoren een overwegende waarde toe te kennen.

De NTSB-ongevallen rapporten van andere DC-10 en MD-11 ongevallen met landing gear failures, net zoals het rapport van het China Airlines ongeval in Hong Kong geven wel voortschrijdend inzicht in de dynamische belastingen waaraan de gear werd blootgesteld.

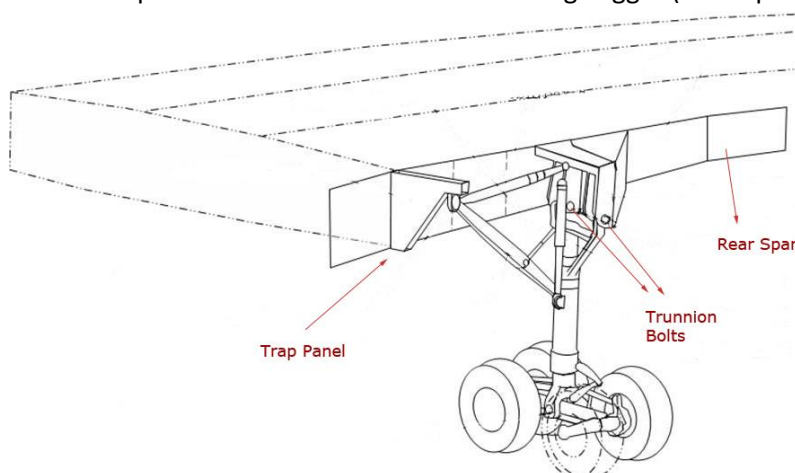
In het genoemde NTSB-rapport DCA97MA055 over het ongeluk van een FedEx MD-11 in Newark werd ook verwezen naar het Faro ongeval met de DC-10 van Martinair. Onderstaande berekening, gemaakt door Boeing over de energie waaraan de RH gear in het Faro incident was onderworpen, was in dit FedEx rapport opgenomen en is verhelderend. Voor de uitgebreide tekst met energieberekening uit het NTSB-rapport met nummer **DCA97MA055** zie [deze link](#).

RMLG Energy - Faro DC-10-30 Accident

- RMLG Energy During Accident:
 - Potential Energy Due to Increased Lift = -106,000 ft.-lb.
 - Kinetic Energy = 1,259,300 ft. lb.
 - Total Energy = 1,153,300 ft.-lb.
 - 353,000 lb. Landing Weight
 - 15 fps Sink Rate @ c.g. and 6°/sec roll rate
 - Lift = 1.1 X Weight
 - MLG Strut Stroke = 23 in.
 - MLG Tire Deflection = 13 in.
- RMLG Energy for Certification = 438,700 ft.-lb.
 - 436,000 lb. Landing Weight, symmetrical landing
 - 12 fps Sink Rate (FAR 25.723 Reserve Energy Condition)
 - Lift = Weight (FAR 25.473)
- RMLG Energy During Accident Relative to Energy for Certification: $(1,153,400/438,700) \times 100 \% = \underline{263 \%}$

Het is zeer waarschijnlijk dat de gear failure bij het Martinair ongeval te maken heeft met een fuse pin overload omdat het vliegtuig een belasting ondervond die 263% was van de certificatie energie. Bij certificatie wordt slechts rekening gehouden met een descent rate van 12,3 fps (738 ft/min) bij maximum landing weight maar wel bij een wings level attitude.

De breuk van de fuse pin heeft te maken met de **verticale** belasting door de hoge daalsnelheid op een single gear in combinatie met de spin-up en spring back force van de gear. Deze trunnion pin (ook fuse pin genoemd) was namelijk ontworpen voor een clean gear breakaway in **horizontale** richting (achterwaarts) indien het vliegtuig een obstakel zou raken, bij een landing of een runway overrun. Het bewust wegbreken van de gear zou de integriteit van de fuel tanks moeten garanderen. In het ontwerp was echter onvoldoende rekening gehouden met een hoge **verticale** belasting zoals bij een harde landing. Bij een te hoge verticale belasting zoals meerdere ongevallen met een MD-11 lieten zien leidde de fuse pin failure tot het “bottomen van de gear” met beschadigingen aan de rear wing spar en een vleugelbreuk tot gevolg. De fuse pin failure leidt tot een sterke opwaartse beweging van de gear waarbij het trapezoïde paneel (trap panel) naar boven wordt geforceerd. Omdat dit paneel vastzit aan de achterste vleugelligger (Rear Spar) bezwijkt deze ligger.



De aanname bij ontwerp en certificatie dat de wing box sterk genoeg zou zijn om een hoge verticale belasting (zoals bij een harde landing) op te vangen bleek onjuist.

Na het breken van de achterste wingspar draait de vleugel-voorrand naar beneden om de voorste ophanging heen. Bij de draaiing raakt de inboard flap los van de vleugel en de rollers aan de romp waarna de flap op korte afstand van touchdown op de grond valt.

De vleugel breekt daarna volledig af. Dit verklaart dat op meerdere foto's van MD-11 ongevallen de relatief gladde breuk van de vleugel te zien is.

Het ongeval met een China Airlines MD-11 in Hong Kong geeft aan dat de forward fuse pin (forward trunnion bolt) bezwijkt onder een belasting van ongeveer 1,2 miljoen LB load. Dit getal wordt bij de landing in Faro door de DC-10 ook al bijna gehaald waarbij de belasting nog verhoogd wordt door de spin-up en springback force. Deze krachten zijn in het NLR-rapport vermeld maar niet benoemd als spin-up en springback krachten.

De failure van de gear is, als gevolg van het totaal aan krachten, daarmee onontkoombaar.

Het is dus opvallend dat deze failure van de fuse pin, die bedoeld was om de integriteit van de fuel tanks te garanderen wel degelijk geleid heeft tot een nog veel ernstiger failure namelijk van de vleugelophanging. Een verdere uitleg hierover is te vinden in de analyse van Het China Airlines ongeval te Hong Kong met een MD-11 dat in het hiernavolgende hoofdstuk wordt besproken. Hierin wordt ook de relatie met het Martinair Faro ongeluk duidelijk ondanks het feit dat het in Faro een DC-10-30 i.p.v. een MD-11 betrof.

MD-11 Accident Hong Kong 22-8-1999

<http://www.cad.gov.hk/reports/main1.pdf>

Uit dit rapport komt de volgende passage omtrent fuse pin failures naar voren:

FORWARD TRUNNION BOLT FAILURE

The first structural element thought to have failed in this accident is the forward trunnion bolt, also known as the "zero margin trunnion pin". This bolt is designed to reliably shear at a predetermined load (approximately 1.2 million lbs) and acts as a "fuse" when the main landing gear is subjected to excessive drag loads. Figure 5 shows the location of the zero-margin trunnion pin.

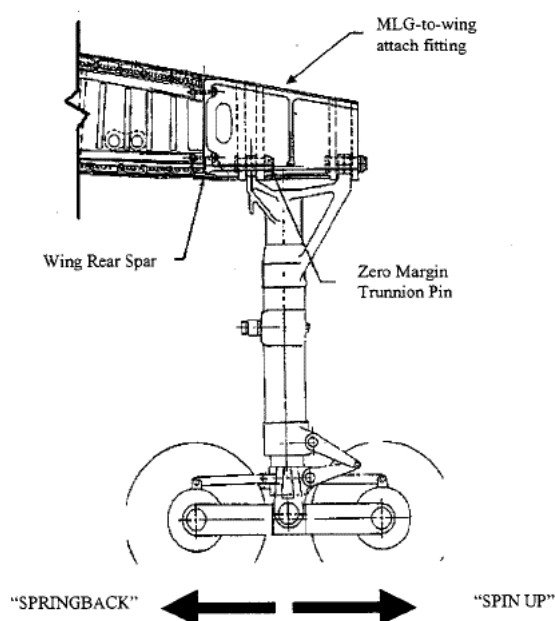


Figure 5. Main-Landing-Gear-to-Wing Attach Arrangement

When acting as a fuse against excessive drag load the zero-margin trunnion pin fails by shearing downwards (i.e. the forward trunnion of the main landing gear moves downward relative to the wing attach fitting). In this accident this bolt failed in the upwards direction due to a combination of high landing gear vertical load, and a high "springback" moment. Both the high vertical load and the high "springback" moment were a result of the excessive (18-20 ft/sec) sink rate.

"Spin-up" and "springback" loads occur when an aircraft touches down and the tires are not yet spinning (a normal occurrence). First the runway exerts a drag force ("spin-up") on the tires which starts them spinning and bends the strut aft. As the tires spin up the drag force disappears and the strut "springs back" (bending the strut forward).

For conditions within the aircraft design range this phenomenon is well known and understood, and analytical tools are available to calculate the associated loads.

As described in Section 3 the spin-up and springback loads for this accident were estimated using B7DC (an in-house aircraft dynamic landing program). When the estimated springback loads were combined with the vertical loads predicted for a 20 ft/sec touchdown, it was shown that a 1.2 million lb load on the forward trunnion bolt was within the feasible range.

Voor het Faro ongeval is de Boeing energy berekening dus 1.153.300 ft-lb.

Iedere landing van een vliegtuig brengt een buigmoment in de gear tot stand door de weerstand die de stilstaande wielen veroorzaken. De oorzaak is het ongelijke moment van aan de grond komen van voor en achterwielen van een multi-tyre bogie. Deze energie uit de spinup en springback krachten wordt dan toegevoegd aan de reeds aanwezige energie van de hoge daalsnelheid.

Interessant daarbij is dat het NLR-rapport uit de DFDR-data de versnellingen en krachten in alle assen laat zien. Men heeft het over een versnelling van 0,22 G hetgeen bij een landingsgewicht van 160.000 kg zich vertaalt in een extra kracht van + 350 kN (236.000 ft-lb). De totale energetische belasting wordt daarmee 1.153.300 + 236.000 = 1.389.300 ft-lb hetgeen volgens het Hong Kong rapport over de maximale belastbaarheid van de fuse pin heen is. (De MD-11 – zoals in het Hong Kong ongeval - en de DC-10 hebben namelijk dezelfde gear).

Opvallend is dat de laterale oscillatie in het NLR-rapport wel wordt benoemd maar niet verklaard. Het is duidelijk dat deze oscillatie toegeschreven kan worden aan de effecten van spin-up of spring back zeker gezien de korte cyclustijd van deze versnellingen.

NLR rapport Faro ongeval

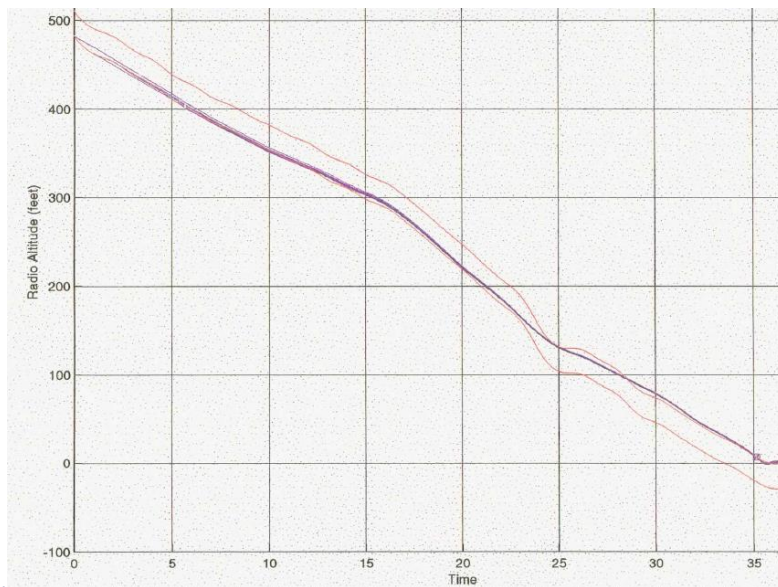
“The peak in the vertical acceleration (see Fig.2c) was defined to be the moment of touchdown. At that moment the longitudinal acceleration has increased up to about +0.33g. With an aircraft landing mass of 161,000 kg this equates to an accelerating (!) force of about 520 kN. The build-up can be associated with the engines running at full power. Immediately after touchdown a quick oscillation develops, with a period of about 1 second, lasting for about 2 cycles. with an amplitude of about 0.22g. This equates to a fluctuating force of about 350 kN. At about 07:32:54 UTG the acceleration is zero again, only to increase again afterwards. It is suspected that at this moment the aircraft has been damaged to such an extent that it is no longer useful to try to explain what happened”.*

Dit brengt ons bij de actuele daalsnelheid die de Faro DC-10 gehad zou hebben.

Op basis van de NLR-data:		966 ft/min
Op basis van de Boeing energy berekening:	15 ft/sec =	900 ft/min
Portugees ongevallen rapport	more than	900 ft/min
AvioConsult berekening is gebaseerd op RA height change =		797 ft/min

De berekening waarbij de rate of descent wordt bepaald aan de afname van de radiohoogte over tijd lijkt niet helemaal valide. Dit blijkt uit een berekening gemaakt bij het China Airlines ongeval. Bij een lineaire radio altitude over time lijkt de rate of descent bij dat ongeval ongeveer 840 ft/min te zijn conform onderstaande grafiek uit het Hong Kong ongevalsrapport. De werkelijke ROD volgens dat rapport was 1080 ft/min.

De exacte rekenmethodiek is hier achterwege gelaten maar wordt in dat specifieke ongevallen rapport toegelicht. Bij het Faro ongeval is de rate of descent zeer waarschijnlijk 900 ft/min geweest omdat bijna alle berekeningen hierop wijzen.



China Airlines Hong Kong

Conclusie: de RH Gear failure te Faro is veroorzaakt door een landing op een single gear met een daalsnelheid van ongeveer 900 ft/min, versterkt door een roll naar rechts waarbij spin-up van het achterste wiel bijdroeg aan de totale energie uitgeoefend op het landingsgestel. Deze totale energie ging de shearforce van de fuse pin te boven.

De effecten van laterale verplaatsing worden benoemd en getalsmatig weergegeven in het NLR-rapport maar het resultaat op het landingsgestel is onduidelijk omdat de RH Gear naar binnen toe bezwaken is en niet richting wingtip. De ongewone attitude van het vliegtuig bij de landing wat betreft de combinatie van pitch, roll en getraverseerde richting kunnen hieraan hebben bijgedragen. Natuurlijk levert het getraverseerd landen een extra kracht op de gear op maar dit wordt in de Boeing analyse verder niet genoemd of uitgewerkt. Zonder deze extra kracht zou de gear echter ook bezwaken zijn. Bij andere MD-11 ongevallen is de beweging van de gear na de initiële failure een variabele. Soms blijft de gear rechtop, in andere gevallen beweegt de gear richting romp of naar buiten richting vleugeltip.

19. Parallelen tussen MP 495 en andere ongevallen



Het is opvallend dat de roll ondergaan door MP 495 en verscheidene MD 11 vliegtuigen dezelfde karakteristieken hebben waaruit blijkt dat de wingfailure sequence nagenoeg identiek moet zijn. De crash in Narita die opgenomen werd door een airport securitycamera toont het gewelddadige karakter van de rollrate waarbij de hoekverandering meer dan 140 graden in 3 seconden bedraagt.

Het verschil met MP 495 is dat bij het Narita ongeval de gear ook gebottommed is en de wingfailure heeft veroorzaakt maar niet zijdelings is weggebroken. Dit is te zien op de eerste foto waarbij de linkervleugel nog horizontaal is. Deze foto reeks laat wel

duidelijk zien dat bij MP 495 het mogelijk was dat binnen 1,4 seconde na de gearfailure de wingfailure plaats vond waarna het vliegtuig vrijwel onmiddellijk de 11 graden bank had waarbij motor 3 de grond raakte.

De DC-10 had een theoretische grondsnelheid van minimaal 126 kts bij touchdown (en maximaal 140 kts indien er van een staartwind sprake was) Bij 126 kts betekent dit ongeveer 65 mtr/ sec.

Het sleepspoor gemaakt door motor 3 begint op ongeveer 90 mtr wat daarmee overeenkomt ($1,4 \times 65 \text{ mtr} = 91 \text{ mtr}$) De veronderstelling gedaan in het officiële rapport dat de wingfailure pas later plaats vond is niet correct: de vleugel was in feite al gebroken voordat motor 3 de grond raakte. Na het optreden van de vleugelbreuk bij MP 495 bleef de vleugel waarschijnlijk nog 3 seconden onder de doorrollende romp vastgeklemd zitten bij een hellingshoek tussen 30 en 20 graden. Vervolgens kon het vliegtuig in de 3 seconden daarna van 20° helling doorrollen tot 96° helling omdat de vleugel toen geheel onder de rollende romp was doorgetrokken. Bij enkele MD-11 ongevallen zoals in Narita is brand ontstaan op het moment van de vleugelbreuk door het vrijkomen van kerosine uit de vleugel. Bij het Faro ongeval is dit ook gebeurd. Het ontstaan van de brand zo snel na touchdown werd bevestigd door ooggetuigen waaronder de gezagvoerder van de Martinair B767 die enkele minuten tevoren op Faro was geland. Voor verdere referentie zie het hoofdstuk over [Landing gear Certification](#) uit het NTSB-onderzoek naar aanleiding van de FedEx MD-11 crash op Newark.

Het is inmiddels duidelijk geworden uit de onderzoeksrapporten van de MD-11 ongevallen in Newark, Hong Kong en Narita dat de trunnion bolt (fuse pin) failure inderdaad het begin van de crash sequence was.

Ook bij de DC-10 in Faro is deze sequence logisch: Na touchdown bezwijkt de forward trunnion bolt (fuse pin) in verticale (opwaartse) richting en niet achterwaarts. De gear bottomed en breekt de achterste vleugelophanging (rear spar) waardoor de voorrand van de rechter vleugel sterk naar beneden draait. De inboard flap laat los van de ophanging tussen de vleugel en romp. Op hetzelfde moment, ongeveer 1,4 seconden na touchdown, en na het afleggen van 90 meter raakt motor 3 de grond al. Er is dus slechts zeer weinig tijd nodig voor het wegklappen van het landingsgestel en het doorrollen van het vliegtuig naar een helling van ongeveer 11° waarbij motor 3 de grond raakt.

Deze lijn van gebeurtenissen is ook geconstateerd bij de ongevallen in Newark, Hong Kong en Narita. In de seconde die volgt op het ontstaan van het sleepspoor van motor #3 heeft het vliegtuig al 25° helling hetgeen additioneel bewijs is voor het bezwijken van de vleugelophanging.

Het officiële Portugese rapport, het NLR-rapport en het NTSB DFDR rapport geven allen aan dat de daalsnelheid ongeveer 900 ft/min was waardoor de maximale toegestane belasting van het landingsgestel werd overschreden hetgeen later nog in een Boeing analyse werd bevestigd. Het wiel was niet geremd bij de landing omdat er ten tijde van de touchdown geen remdruk aanwezig was. De remdruk kon alleen worden opgebouwd nadat de achterste wielen spin-up hadden gekregen. Door de zeer korte tijdspan is de hoeveelheid opgebouwde druk ná de landing waarschijnlijk niet hoog genoeg geweest om bij te dragen aan een geblokkeerd wiel en daarmee aan de gevolgen van de harde landing. Het zijn de effecten van spinup en springback die meewerken aan de destructieve krachten die op de trunnion bolt werden uitgeoefend. ([zie hiervoor het MD-11 Hong Kong ongeval](#)) Deze krachten waren veroorzaakt door de hoge daalsnelheid en de weerstand van de wielen die eerst nog geen spin-up hebben. Hierbij buigt de gearstrut naar achteren. Als de wielen draaien veert de gear terug naar de oorspronkelijke stand (spring-back) Dit gaat gepaard met aanzienlijke krachten op de gehele gear. Ook het onderzoek van [Heerens \(TU Delft\)](#) beschrijft de spinup krachten als gevolg van verschillende touchdown momenten van vóór en achterwielen op een multi tyre bogey.

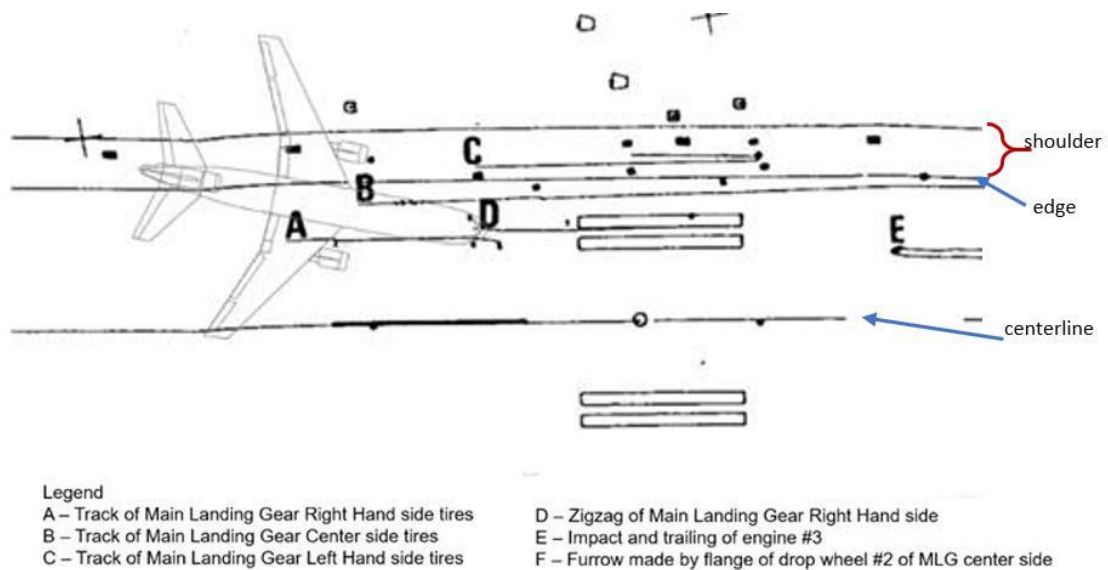
20. Touchdown

De actuele touchdown positie

De touchdown vond volgens NLR plaats op 22 mtr links van de centerline. Het Center-gear is daarbij als referentie gebruikt. Daarmee is het Linker Gear officieel buiten de baan terecht gekomen omdat deze een breedte kent van 45 meter. Dit is nog wel op de verharde schouder van de baan. De opmerking in het NLR-rapport dat het center body gear een touchdown had links van de runway edgelights lijkt onjuist. Volgens de wreckage distribution chart was het spoor gemaakt door het Linker main gear buiten de baan maar op de shoulder (track C) en de Center Body Gear (track B) op de baan net rechts van de linkerrand van de baan. Maar dat is dus nog net binnen de baanbreedte en niet op de runway shoulder.

NLR report

"For the analysis the touchdown point was defined to be at 392 m from the runway threshold, and 22m left of the centerline of the runway. The downwind distance of 392 m is taken from runway markings left behind by the aircraft. The lateral displacement is taken from indications that the center body landing gear touched down on the left runway shoulder, between the runway edge lights and the adjacent grass area."



Wreckage Distribution chart

Note:

De officiële breedte van de baan is 45 meter waarbij de totale "hardened area" 150 meter breed zou zijn. Op de Wreckage Distribution Chart zijn de shoulders in ieder geval beduidend smaller getekend. (zie volgende bladzijde)

In het ongevalsrapport zijn de volgende kenmerken van het vliegveld benoemd:

1.10.2 Faro Airport

Reference point

Coordinates: 37°00'46"N
07°57'53"W

Location of the Airport in relation to the town (Alto de Faro)

- Distance 4 km 262°
- True Azimuth 7 m/24 ft
Elevation 06° (JAN 90)
Magnetic deviation

Verification points:

Altimeter : Exit Runway 29 - 18 ft :
Exit Runway 11 - 24 ft

Runways

11/29

True Direction 100/280
Length 2.490 m
Width 45 m
Landing Zone 268 m
Length of hardened area 2.520 m
Width 150 m

Runway Load Factor : PCN 80 /F/A/W/T

Runway pavement : Asphalt

Note

Rapport van Ongeval:

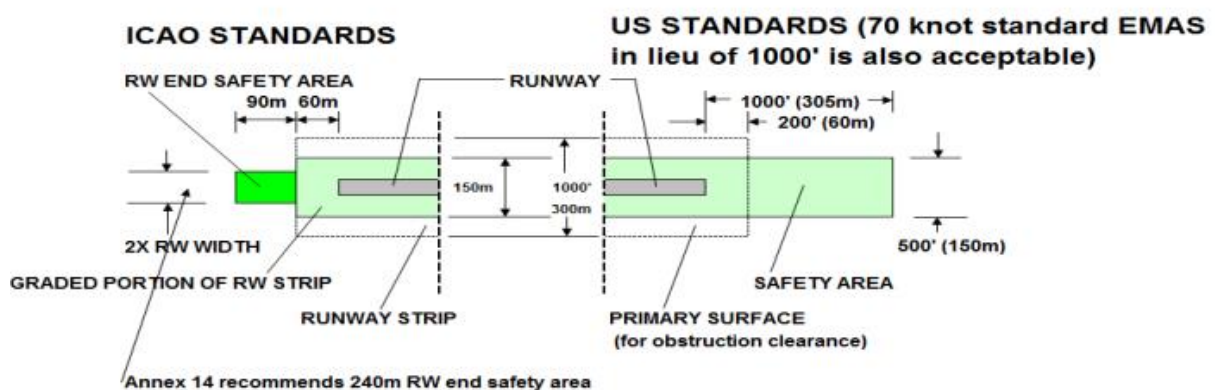
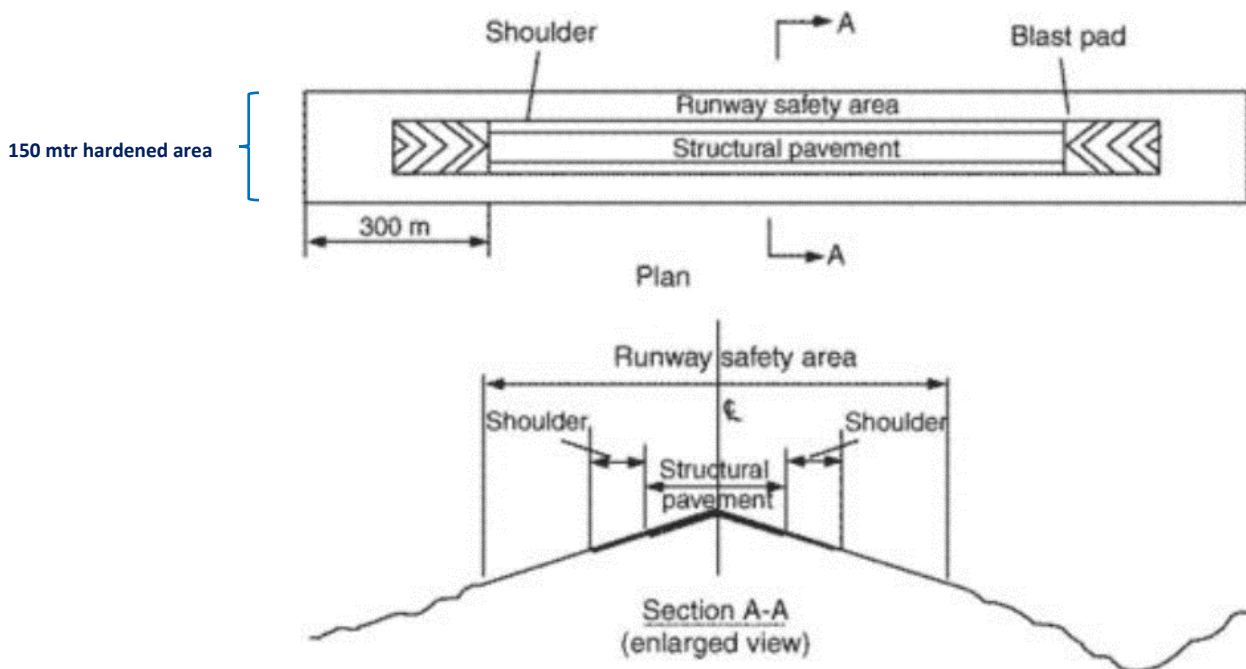
"The safety strip along the runway was compact over a distance of 75 m from the centerline, according to ICAO recommendations, to the reference code of Faro Airport."

De beschrijving van de safety strip geeft aan hoe men tot het begrip "hardened area" is gekomen met een totale breedte van 2x75 mtr. De breedte van de runway shoulders is daar dan in meegenomen. Op basis van de wreckage distribution chart hebben shoulders elk een geschatte breedte van ongeveer 10 mtr. Hier bestaan geen exacte getallen van in het ongevalsrapport. Op de hiernavolgende bladzijde wordt beschreven hoe in ICAO Annex 14 de opbouw van de runway en omgeving geregeld is.

2.1.1 Specifications contained in Annex 14, Volume I (Sixth Edition 2013):

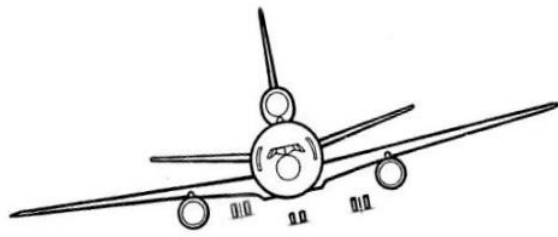
Runway: The recommendation in paragraph 3.1.21, states that a runway should be capable of withstanding the traffic of aeroplanes the runway is intended to serve. In addition specifications related to pavement design on surface irregularities, friction characteristics, surface texture depth and surface grooving/scoring are contained in paragraphs 3.1.22 to 3.1.27.

Runway shoulders: The recommendation in Paragraph 3.2.5 states that a runway shoulder should be prepared or constructed so as to be capable, in the event of an aeroplane running off the runway, of supporting the aeroplane without inducing structural damage to the aeroplane and of supporting ground vehicles which may operate on the shoulder.



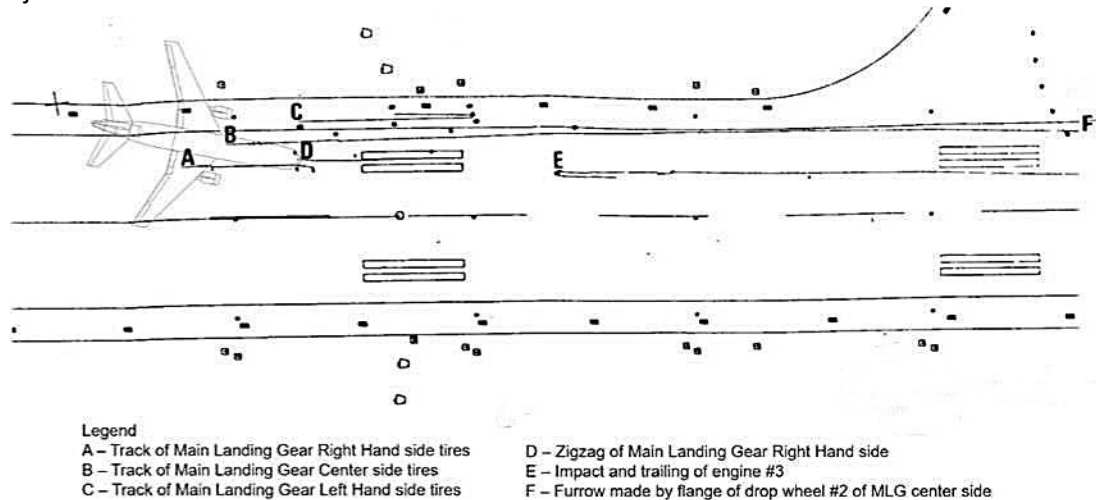
Conclusie:

De baan van het vliegveld van Faro voldoet aan de ICAO eisen. De sterkte van de safety strip is niet bekend maar dat heeft geen rol gespeeld bij het ongeval omdat het vliegtuig op de runway shoulder geland is waar de sterkte gelijk is aan die van de runway.

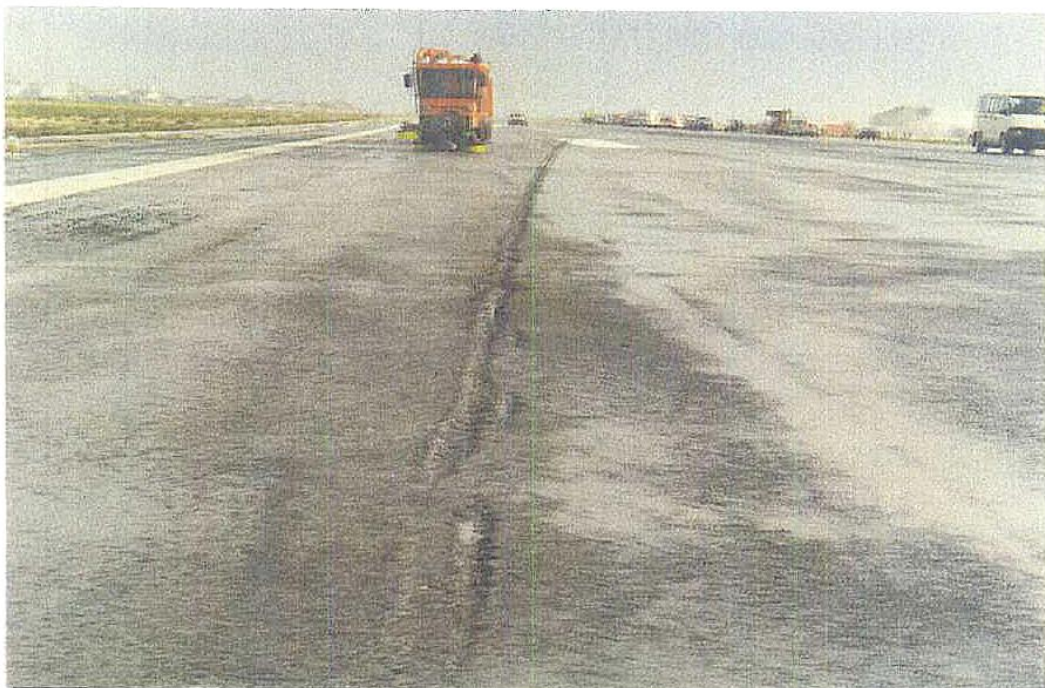


DC-10 bij 11° dwarshelling met wingtip en motor 3 grondcontact bij rechter Gear failure

Bij een dergelijke hellingshoek blijkt duidelijk dat het vliegtuig op de rechtervelg van het Center Body Gear komt te rusten, wat het spoor in de baan veroorzaakte. Het Center Body Gear ligt namelijk in lijn met het neuswiel.

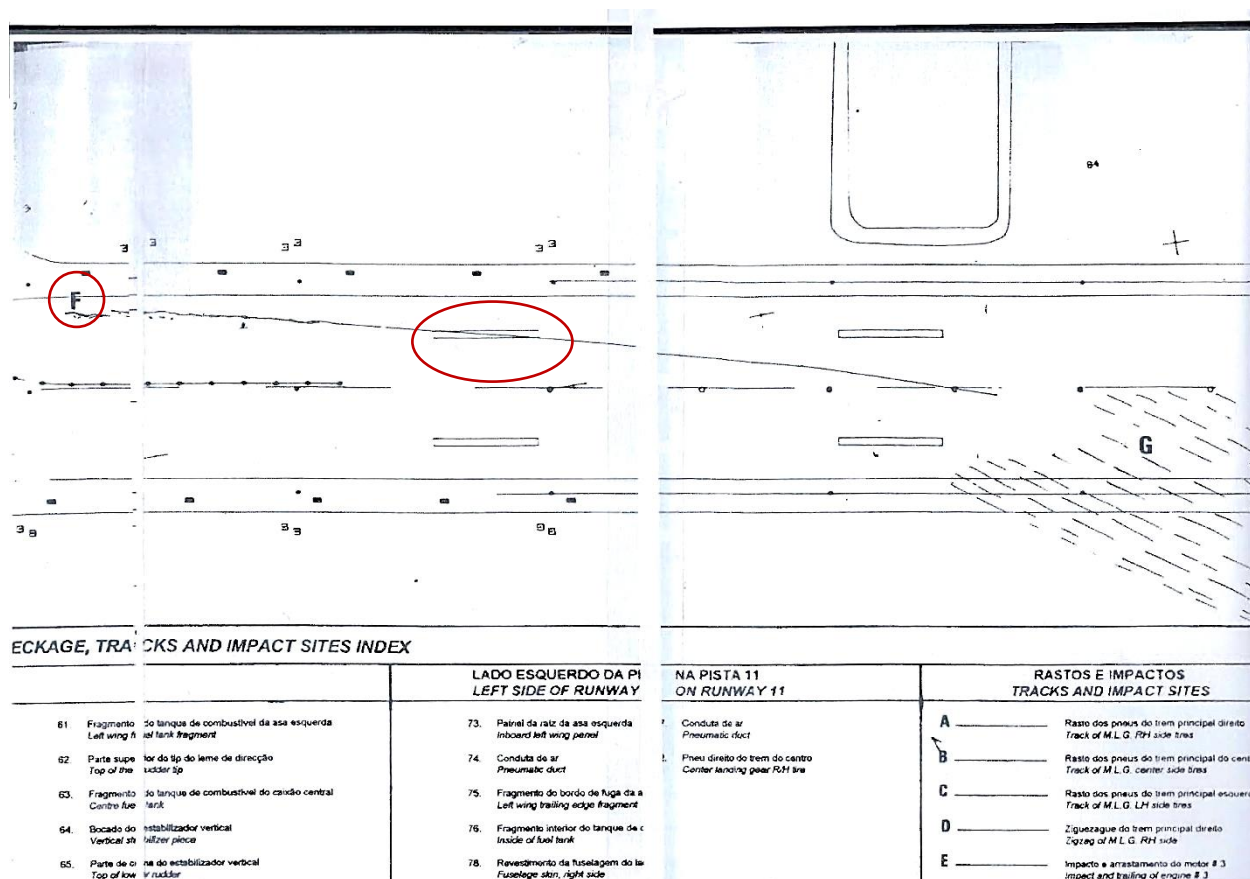


In tegenstelling wat soms beweerd wordt is de gedocumenteerde groef in de baan dus niet veroorzaakt door de poot van het afgebroken rechter landingsgestel. In het officiële ongevalsrapport wordt met de Wreckage Distribution Chart duidelijk dat het sleepspoor op de baan is gemaakt door motor 3 en de groef in de baan door de flens van wiel nr. 2 van het Center Body Gear. Beide sporen lopen geleidelijk onder een kleine hoek naar rechts weg in de richting van de baan-as.



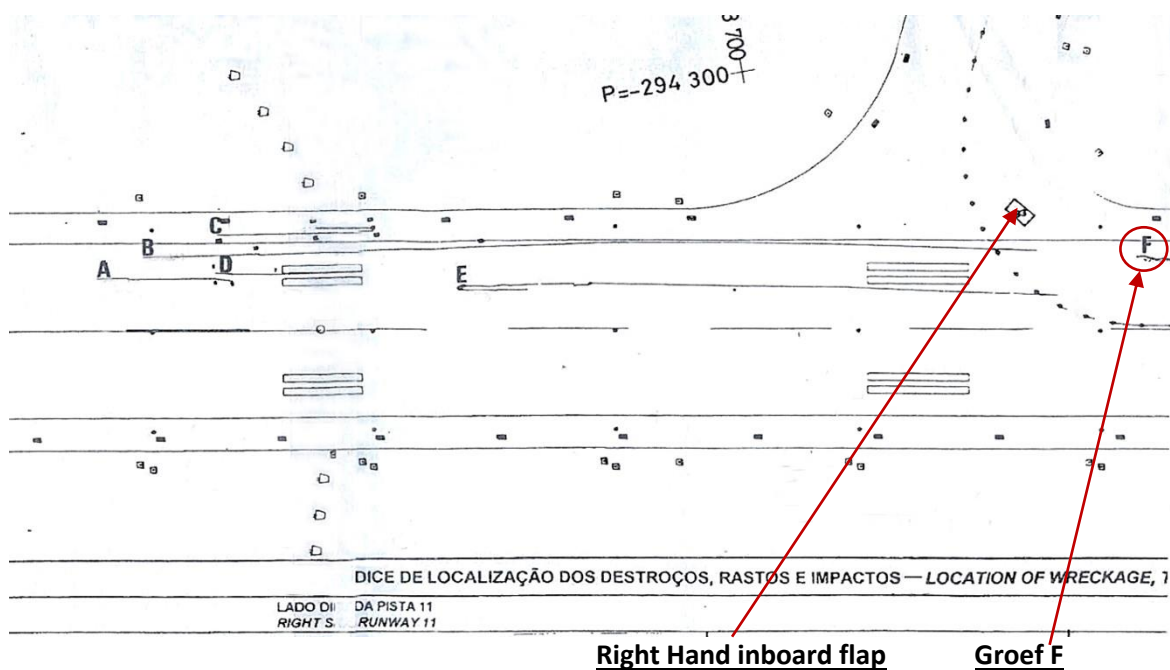
Sulco produzido pela falange exterior da jante da roda # 2 do trem Principal de Centro;

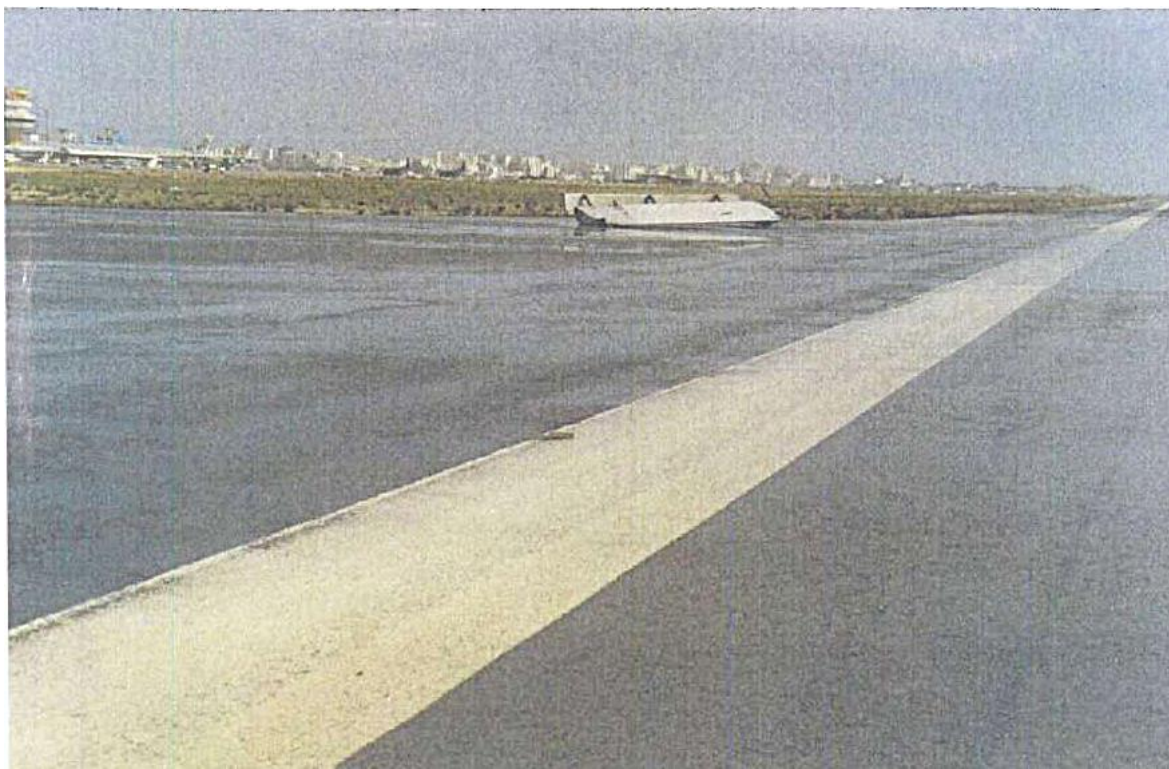
(Groef gemaakt door de buitenste flens van de velg van wiel # 2 van het Center Gear)



Note:

De rood omlijnde positie is het punt waar de groef F een touchdown marking kruist zoals op de betreffende foto (vorige bladzijde) ook te zien is.





Righthand inboard flap op de taxiway

De wreckage distribution chart laat zien dat het bandenspoor van het Center Gear (**B**) overgaat in de groef gemaakt door de flens van wiel # 2 van datzelfde Center Gear (**F**). Dit is een indicatie van de roll naar rechts die het vliegtuig maakte na touchdown. Op de tekening en de foto is ook de positie van de RH inboard flap te zien op de taxiway. Omdat de flap zich bevindt op een punt voordat groef F begint is het een bewijs dat de vleugel al gebroken is waardoor de flap zich los kon maken van de rollers waarlangs de flap normaliter kon bewegen.

Ook is een patroon te zien van de banden van het RH Main Gear vlak voordat dit afbrak en de crash inleidde. Het ongevalsrapport noemt dit een zigzag patroon. Het is van belang op te merken dat het vliegtuig niet gestuiterd is bij de landing. Dat wil zeggen dat het zigzag patroon van de RH Gear en de impact van motor 3 op de baan elkaar snel opvolgden. Hiermee wordt aangetoond dat de wingfailure hier al in gang gezet was. Het vliegtuig had op het punt waar het sleepspoor van motor 3 begint al 11° roll naar rechts. De motor raakt de grond namelijk als de dwarshelling 11° bereikt. Deze roll zette zich zeer snel door hetgeen bewijs is voor de wingfailure. De vleugelbreuk ontstond daarbij niet door de klap op de grond van motor 3 of de wingtip. De oorzaak lag in het falen van de gear die was opgehangen aan de wing rear-spar. De krachten die vanuit de gear overgebracht werden naar de vleugelophanging deden de vleugel breken. Als gevolg van de aerodynamische lift in de linkervleugel wordt het vliegtuig om zijn lengteas gedraaid en schuift ondersteboven van de baan af. De vraag werpt zich op waarom het spoor in de baan slechts weinig naar rechts weg loopt en niet sterker onder invloed van het weerhaan effect van de heersende zijwind. De verklaring hiervoor is dat het doorrollen tijdelijk wordt verhinderd totdat de rechtervleugel volledig losgescheurd is en onder het vliegtuig doorgetrokken is. Vanaf dat moment is er ook geen spoor meer in de baan van de flens van wiel nr. 2 van het Center Gear.

NTSB DFDR-rapport

DFDR-tijd	Roll	Event
007.02	5,62°	Touchdown met fusepin-, gear- en wingfailure
007.04	11°	RH Engine groundstrike (Sleepspoor E* wreckage distribution chart op 90 mtr vanaf touchdown)
007.05	25°	Spoiler deployment
007.10	96°	Last data recording, heading 173°

*De afstand van touchdown (A) tot het begin van sleepspoor E van motor #3 is ongeveer 90 meter. Bij een grondsnelheid van 126 kts wordt dit punt na 1,4 seconden bereikt. Er is een bankangle van 11° nodig om een groundstrike van motor #3 te krijgen. Vervolgens bereikt het vliegtuig een rolhoek van 25° binnen 3 seconden na touchdown. Gedurende 2 seconden daarna neemt de hellingshoek iets af tot ongeveer 20°. Deze hellingshoek blijft gedurende een tijdsperiode van 3 seconden constant waarbinnen de rechtervleugel volledig afscheurt. Tot dat moment kan het vliegtuig niet doorrollen omdat de rechtervleugel onder het vliegtuig wordt doorgetrokken. Als de vleugel vrij is van de romp zet de roll zich door met een roll rate van ongeveer 25°/seconde.



FedEx MD-11 Narita Japan 23-3-2009

Touchdown 06:48:28

Wingfailure 06:48:29

Bij een vergelijkbaar ongeval met een MD-11 op Narita bleef het vliegtuig tijdelijk rusten op de gear maar draaide het ook om de langsas omdat de vleugelophanging gebroken was. Het duurde ongeveer 3 seconden om meer dan 90° roll hoek te bereiken zoals onderstaande timeframe uit het officiële ongevalsrapport laat zien. Het blijkt dat de wing failure zich ook daar al na 1 seconde na touchdown voordeed.

Bij dit ongeluk brak de LH gear niet onder de vleugel vandaan maar bleef rechtop.

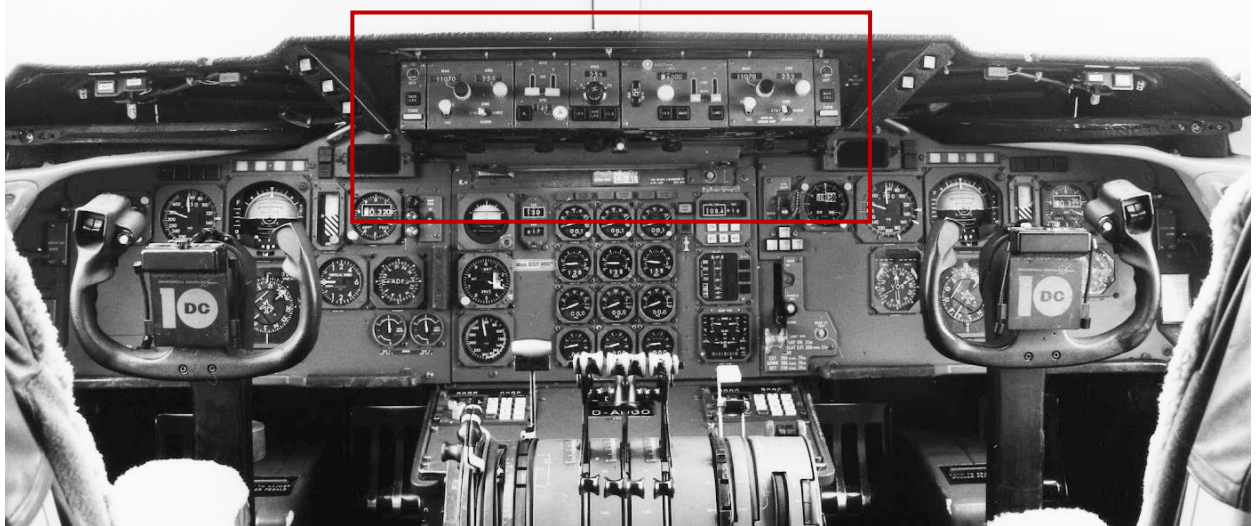
De vleugel brak af, zoals bij meerdere MD-11 ongevallen en ook bij de DC-10 van Martinair gebeurde, tussen motor en romp waarna het vliegtuig een laterale draai maakte omdat de tegenoverliggende vleugel nog veel lift in zich had. Uit deze opnames van een airport securitycamera komen 3 belangrijke feiten naar voren:

1. De hoge roll rate waarbij het vliegtuig meer dan 110° om zijn langsas draait binnen 3 seconden.
2. Het gegeven dat de vleugel breekt ondanks de relatieve ondersteuning van het linker main gear.
3. Het onmiddellijke ontstaan van brand na de vleugelbreuk

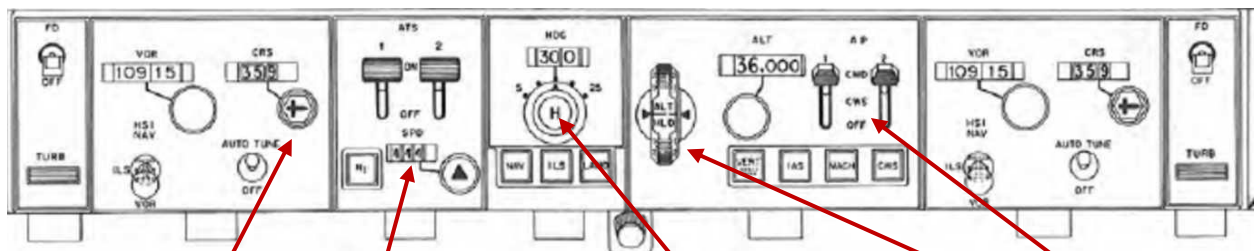
21. Besturingssystemen van het vliegtuig

Glareshield Panel

De **automatische piloot** (autopilot of AP) en het **auto throttle system** (autothrottle of ATS) van het vliegtuig worden aangestuurd met behulp van een bedieningspaneel (glareshield panel) dat, zoals de naam al weergeeft, centraal in de bovenrand van het instrumentenpaneel is gemonteerd.



Bedieningspaneel van autopilot en autothrottle op het glareshield panel



Met de CRS (Course) knop wordt de te volgen koers naar de VOR ingesteld.

In het SPD (speed) venster staat de op het autothrottle systeem ingestelde snelheid. Het ATS heeft 2 selectors waarmee de beide ATS onafhankelijk van elkaar worden in- of uitgeschakeld.

In het HDG (heading) venster staat de met de Heading (H) knop ingestelde en door de autopilot of flightdirector te volgen heading.

Met de Vertical Speed selector kan een daal- of stijgsnelheid worden ingesteld. De neutrale stand is Altitude Hold (Alt HLD). Rechts de autopilot engage levers: CMD (command) mode, CWS (Control Wheel Steering) en OFF.

Tijdens de non-precision nadering naar Faro werden zowel Autopilot als Autothrottle gebruikt. De Autopilot modus was Vertical Speed waarbij de Autopilot tot 500 ft gebruikt mocht worden. Het AOM DC-10 vereiste dat de AP dan op 500 ft werd uitgeschakeld waarna de vlucht op handbediening werd voortgezet met gebruikmaking van het Control Wheel Steering systeem (CWS) waarbij de naderingssnelheid door het Autothrottle systeem tot en met de landing zou worden geregeld.

CWS

CWS (Control Wheel Steering) is een systeem waarbij de uitslag van het control wheel in pitch en/of roll wordt omgezet naar een uitslag van de betreffende stuurvlakken door middel van stuurkracht sensors. De autopilot handhaaft dan de resulterende stand in roll en/of pitch. CWS is dus een attitude stabilising mode (zie AOM 2.3.1 - 03).

CWS handhaaft dus een vliegtuigstand en niet een vliegpad. Als er in het gewenste vliegpad veranderingen optreden of aangebracht moeten worden dan zal de vlieger dit met hup van het control wheel moeten initiëren. Bij het bereiken van de juiste stand van het vliegtuig om het vliegpad weer te volgen en er geen stuurkracht meer wordt uitgeoefend op de stuurkolom zal de autopilot wederom deze stand handhaven. CWS is dus niet gekoppeld aan het navigatiesysteem. Ook de bediening van het richtingsroer (rudder) is niet gekoppeld aan CWS. Rudder uitslagen voor de richtingsstabiliteit worden gedaan door een gierdemper (yawdamper).

Het is belangrijk te realiseren dat input van rudder door de vlieger leidt tot een giermoment met als mogelijk gevolg een roll-beweging die door de vlieger gecorrigeerd moet worden want het CWS doet dat niet. Dit aspect komt later bij de landing van MP495 nog terug.

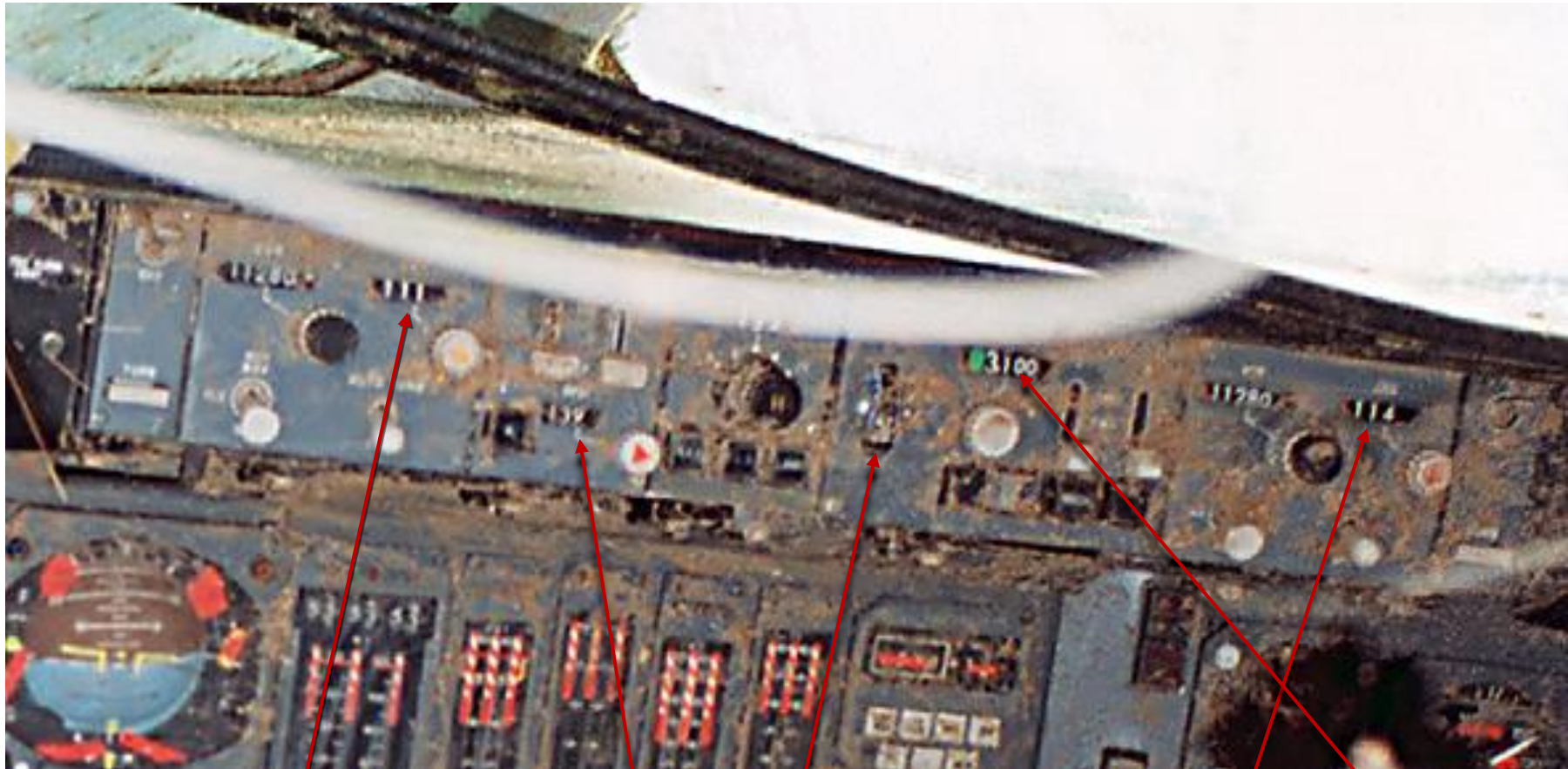
Bij de nadering op Faro werd overgeschakeld van de Autopilot setting CMD (Command) naar CWS (Control Wheel Steering). De Vertical Speed Mode van de autopilot wordt niet uitgeschakeld, de directe besturing door de autopilot zelf wordt uitgezet en men blijft in CWS (een soort “autopilot assisted mode”) doorvliegen. In CWS is de vertical speed selector gesynchroniseerd met de actuele vertical speed van het vliegtuig tenzij vertical speed mode is geselecteerd, met andere woorden de vertical speed mode blijft actief gepresenteerd worden door de Flight Director en de vlieger moet deze in CWS-mode zelf vast proberen te houden.

In CWS worden de stuurvlakken door de autopilot verzet op basis van stuurkrachten die de vlieger uitoefent en die door Control Wheel sensors worden doorgegeven. De Flight Director zal de geselecteerde daalsnelheid blijven aangeven tenzij deze handmatig wordt aangepast. Meestal zal de vlieger de laatste benodigde correcties tot aan de landing handmatig uitvoeren (dus met kleine afwijkingen t.o.v. de Flight Director indicaties)

Actuele Navigation display settings op het Glareshield Panel van DC-10 PH-MBN – MP 495



Het Glareshield Panel in een digitaal verbeterde en verscherpte detail weergave



De pijlen wijzen naar de ingestelde naderingssnelheid (**139 kts**) en de CRS selector van de F/O (rechts) die op **114°** staat. De CRS selector van de gezagvoerder staat op **111°** (de correcte radiaal voor de VOR-approach). Ook wordt aan de lay-out duidelijk waarom de gezagvoerder de betreffende selecties moet hebben gemaakt bij het selecteren van de naderingsradiaal en de heading 080° zoals hiervoor besproken. Opvallende andere details: de geselecteerde heading (boven de selectorknob en zwak zichtbaar door de “witte lus” heen) lijkt **123°** te zijn, de goaround hoogte staat op 3000 ft, de vertical speed selector heeft een waarde die dicht tegen 0 aanzit (**Alt Hold** is zichtbaar) aan te geven en de beide AP/CWS switches staan in OFF.

Het Autothrottle/ Speed Control systeem (AT/SC) voorziet onder andere in het automatisch bedienen van de gashendels van de drie motoren. De op het glareshield panel ingestelde snelheid vormt de referentie van de ATS-computer. De aansturing van de powerlevers geschiedt met behulp van servos waarbij handmatig overriden altijd mogelijk is. Bij het bereiken van een hoogte lager dan 50 ft op de radiohoogtemeter worden de gashendels met een voorgeprogrammeerde snelheid dicht getrokken tot idle, de zogenaamde Retard Mode.

Er is soms verondersteld dat niet alleen de vliegsnelheid wordt teruggekoppeld naar de AT-computer maar ook de stand van het hoogteroer.

Hoewel het DC10 AOM mogelijk niet alle details in zich heeft over de systeembeschrijving van het AT/SC systeem wordt de elevator niet benoemd als aansturend onderdeel gezien de werking zoals beschreven in [AOM 1.3.4 Main components and subsystems pagina 1 en 2](#)

In 2.3 Autothrottle system (ATS) staat dan ook:

“Speed selected on ATS panel is reference speed for computer.”

Actuele afwijkingen van de ingestelde snelheid worden dan ook door het ATS gecorrigeerd zodra ze zich voordoen.

Naderingssnelheid

De snelheid die moet worden aangehouden tijdens de eindnadering naar een vliegveld, is o.a. afhankelijk van vliegtuigmassa, flapstand, en windcondities zoals voorgeschreven in het Martinair Aircraft Operations Manual (AOM) § 3.3.5. Het uitgangspunt is de threshold speed, V_{th} , zoals aangegeven op de Landing Data Card. Dit is de vereiste snelheid die het vliegtuig bij het overvliegen van de baandrempel (threshold) op ca. 50 ft hoogte, moet hebben. De threshold speed is gelijk aan 1,3 maal de overtreksnelheid (V_s) voor het actuele landingsgewicht. Bij een actueel gewicht van 161.400 kg en de standaard Martinair flapsetting van 50° kwam dit neer op $1,3 \times 107 = 139$ kt. Deze snelheid stond aangegeven op de Landing Data Card van MP495.

De final approach speed, de naderingssnelheid die tijdens de laatste fase van de nadering aangehouden dient te worden, moet, volgens AOM 3.3.5 - 01 de threshold speed plus wind correction factor zijn.

Deze wind correction factor wordt benoemd in een tabel in AOM 3.3.5 – 03.

De naderingssnelheid dient dus altijd minimaal 5 kt hoger te zijn dan de threshold speed. De toevoeging van de 5 kt is bedoeld om een grotere veiligheidsmarge te krijgen.

De Martinair procedure om op de zogenaamde Landing Data Card alleen de V_{th} threshold op te schrijven is niet goed doordacht. Er had hier ook de Final Approach Speed aangegeven moeten zijn ($V_{th} + \text{Wind Correction Factor}$) juist om de fout, zoals door deze crew is gemaakt te vermijden. Deze omissie om de Final Approach Speed op te nemen op de Landing Data Card is toewijsbaar aan Martinair. Het Rapport van Ongeval stelt dat de V_{th} bugspeed correct was maar dat zegt niets over de te vliegen en te selecteren speed in het ATS window ($V_{th} + WCF$). De wind correction factor moest 5 kts zijn waarmee de Final Approach Speed op $139 + 5 = 144$ kts ingesteld had moeten worden en niet 139 kt.

Wind Correction Factor tabel uit AOM 3.3.5 - 03.

03 WIND CORRECTION FACTOR (WCF)

WIND	AUTOLAND	MANUAL LANDING ATS ON	MANUAL LANDING ATS OFF				
			min	max		min	max
STEADY STATE	5 kt	1/2 of the wind above 20 kt	5 kt	20 kt	1/2 of the wind above 20 kt	5 kt	20 kt
GUST	5 kt	all of the gust above 5 kt	0 kt	15 kt	all of the gust	0 kt	20 kt

NOTE: - If both steady state and gust require a WCF, the greater will prevail.
 - During gusty wind conditions, the ATS will add up to a maximum of 5 kt to the ATS reference speed. Without ATS the additive is not available.

SIGNIFICANT PERFORMANCE DECREASING WINDSHEAR	ATS ON or OFF	min 15 kt	max 20 kt
--	---------------	--------------	--------------

The maximum amount of the WCF may be governed by:

- Landing distance available.
- Flap Placard Speed in case of 50/LAND.

Keep in mind the additive of maximum 5 knots during gusty wind conditions.

De tijdens de vlucht op de Landing Data Card ingevulde wind was 140°/ 14 kt, welke nagenoeg overeenkomt met de METAR en TAF van 04.00 UTC in het Portugese Rapport van Ongeval (pagina 35). Er waren initieel nog geen windgusts gerapporteerd en bij de heersende windsnelheid die lager was dan 20 kt was de wind correction factor dus 5 kt.

De naderingssnelheid voor een landing met 50° flaps zou dus $139 + 5 = 144$ kt moeten zijn, maar 139 kt werd ingesteld als referentiesnelheid in het ATS paneeltje van het Glareshield Panel. Ook de speedbug op de snelheidsmeters van de captain en de copiloot waren ingesteld op 139 kt zoals de [betreffende cockpit foto ook laat zien](#) maar dat is conform AOM 3.3.5-01.

Martinair **LANDING DATA** **DC-17**

GAW₁ 1094

R/W	R/W LENGTH AVAIL	ACTUAL LANDING DISTANCE		
		GOOD	MED	POOR
16	2445	1905	2400	3055

EST LW 1620
ACT LW 1614

Station 5 A D
Elev 24 ft
Wind 140/14 kt
Cloud Base 15/14
QNH 1013 mbar
Trans Level

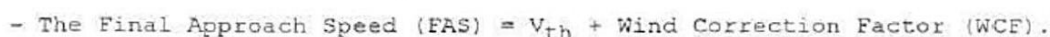
UP/RET 827
MIN. MAN.
Threshold

Abnormal Flap/Slat configuration
MIN. MAN.
Intermediate or MIN. MAN.
Threshold

Single Engine Approach
UP/RET
MIN. MAN.
Approach
Threshold

1987

Ook de instelling van de speedbugs op de snelheidsmeters was gebaseerd op de Vth van 139 kts conform AOM 3.3.5-01 Speeds.



Martinair

Act. Land Dist	Avail	Good	Med	Poor
R/W 11	2445	1905	2400	3055
R/W				

Hydraulic Failure
Configuration Change

UP/RET Min. Speed

15°/RET Min. Speed

Abnormal Flap/Slat configuration

___ O / kt

___ σ_f ___ kt

___ σ_f ___ kt

___ σ_f ___ kt

I threshold

Single Engine Landing

UP/RET	_____	kt
	Min. Manoeuvre	
0°/ TO	_____	kt
	Approach	
0°/ TO	_____	kt
	Threshold	

0 51152

Een voorbeeld van een Landing Data Card uit 1975 zoals destijds in gebruik bij Martinair. Hoewel het een iets afwijkende indeling heeft in vergelijking met die welke in 1992 werd gebruikt is het principe van gebruik identiek.

De getallen in dit voorbeeld zijn die welke van toepassing waren op MP495.

Dit betekent dat er op 2 plaatsen een Vth van 139 kt was weergegeven namelijk op de Landing Data Card én op de snelheidsmeters terwijl de juiste approachsnelheid van 144 kt alleen op het ATS paneel van het Glareshield Panel moest worden ingevoerd.

Procedureel is dit niet goed doordacht aangezien daarmee de foute setting van een verkeerde approachsnelheid op het ATS mogelijk werd en geen feedback loop bestond ter controle van de juiste approachsnelheid bestond in de vorm van de Landing Data Card of de snelheidsmeters.

Met name de snelheidsmeter instelling had op Vth+WCF moeten staan zodat bij het selecteren van de naderingssnelheid deze ingestelde waarde als referentie kon dienen. In het ongevalsrapport is dit niet verder uitgewerkt.

Toen ATC bij de eindnadering van MP495 de windinformatie inclusief gust doorgaf (150°/ 15 - 20 kt), veranderde de gevraagde approachspeed niet. Dit was conform de GUST regel uit de wind correction tabel. De bemanning heeft daarop de ingestelde naderingssnelheid niet meer aangepast.

Deze snelheid nam nog verder af nadat de throttles te vroeg waren dichtgetrokken. Om op het naderingsglijpad te blijven was een hogere neusstand nodig maar die werd niet gehandhaafd waardoor de daalsnelheid sterk opliep. Het optrekken van de neus vlak voordat de landing plaats vond deed de snelheid nog verder afnemen maar de daalsnelheid kon niet afdoende worden beperkt met een zeer harde landing tot gevolg

Automatische gustcompensatie

In de NOTE in Tabel 1 en in de laatste regel van de tabel staat de 5 kt 'additive' genoemd die het ATS automatisch toevoegt aan de ingestelde (naderings)snelheid tijdens 'gusty wind conditions', dat wil zeggen wanneer er windvlagen zijn waarbij de wind dus varieert in richting en snelheid. Dit creëert een extra veiligheidsmarge ten opzichte van de ingestelde naderingssnelheid. In gevallen van turbulentie waarbij de pitch van het vliegtuig niet stabiel is zal dit ook leiden tot variaties in snelheid die door het ATS worden opgevangen met een wisselend motorvermogen tot gevolg. Tijdens de gusts, werd de snelheid door de ATS dus regelmatig automatisch met 5 kt verhoogd tot een naderingssnelheid van 144 kt. De gewenste waarde had 144 kt (Vth+5) + gust additive van 5 kt = 149 kt moeten zijn.

Windshear

Halverwege Tabel 1 staat ook de vereiste snelheidsverhoging genoemd van minimaal 15 kt in geval van "significant performance decreasing windshear". Deze snelheidsverhoging werd door de vliegers niet toegepast.

Er kan derhalve van worden uitgegaan dat de vliegers geen windshear verwachtten, anders hadden ze de snelheid zeker verhoogd. Een hogere snelheid betekent immers meer marge bij een door windshear geïnduceerd snelheidsverlies.

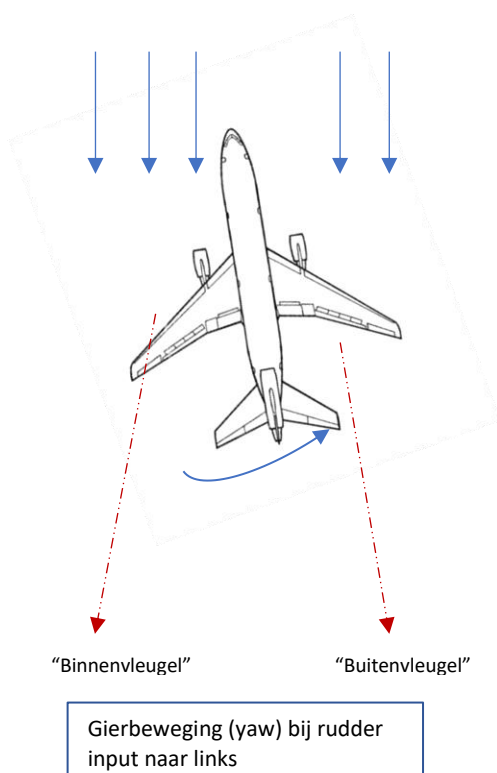
Er was blijkbaar voor de vliegers, ondanks de aanwezigheid van cumulonimbi in de buurt van het vliegveld, geen reden om windshear te veronderstellen en deze werd ook niet door ATC of d.m.v. Pilot Reports (PIREPS) gemeld. Op de CVR is geen opmerking te horen over een mogelijke aanwezigheid van een cumulonimbus op de weerradar tijdens de eindnadering terwijl de aanwezigheid van buien wel benoemd werd gedurende de initiële nadering.

De **snelheidsverhoging** wordt natuurlijk toegepast indien geanticipeerd wordt op windshear. De snelheidsverhoging is dus een extra marge die gebruikt kan worden om snelheidsverlies en performance verlies in een windshear op te vangen. Het verhogen van het motorvermogen ("apply max thrust") tijdens een windshear encounter is bedoeld om (verder) snelheidsverlies en/of hoogte verlies te voorkomen.

Er moet dus onderscheid gemaakt worden tussen een "reactieve" procedure en een "proactieve" procedure. De windshear escape maneuver waarbij het vliegtuig in een windshear terecht komt en hier veilig uit gevlogen moet worden is reactief omdat de actie ingezet wordt indien windshear wordt ondervonden. Indien er voortekenen zijn dat er mogelijk windshear is kunnen er veiligheidsverhogende maatregelen genomen worden zoals het aanvliegen met een hogere snelheid en een lagere flapsetting ("proactief"). Natuurlijk zal ook in het laatste geval de escape maneuver gevlogen worden bij het actueel ondervinden van een windshear. De manoeuvre vraagt om full thrust en een pitch van 15° wat één van de beste mogelijkheden is om door de windshear heen te vliegen*

* Er bestaat een theoretisch optimale windshear recovery maneuver maar deze is door een mens veel moeilijker uit te voeren in de, mogelijk zeer dynamische, omstandigheden van een windshear. Derhalve is gekozen voor een procedure met vaste pitch waarde.

22. Bewegingen van een vliegtuig



Bewegingen van een vliegtuig gebeuren om 3 assen namelijk: top-as, lang-as en dwars-as. Deze assen lopen allemaal door het zwaartepunt van het vliegtuig. Bij het gebruik van richtingsroer zal de ontstane gierbeweging een rolmoment introduceren. Dit gebeurt omdat de buitenvleugel tijdens de gierbeweging een hogere hoeksnelheid heeft dan de andere vleugel. De buitenvleugel beweegt dus sneller door de lucht en genereert daardoor meer lift waardoor de vleugel stijgt en de andere vleugel met minder lift daalt. De romp schermt bovendien de binnenvleugel meer af van de aanstroming en is het aangestroomde oppervlak van de vleugel aan de binnenzijde kleiner. Het beschreven effect is waarneembaar in de rolhoek gegevens vlak voor de landing van MP495 waar een roll van 14° ontstaat omdat de F/O een grote richtingsroer uitslag geeft. Normaliter zou een rudder input die bij inzetten van de landingsmanoeuvre wordt ingezet opgevolgd moeten worden door een tegengestelde rolroer beweging.

Het dihedral effect, waarbij het vliegtuig met een vleugel in pijlstelling aerodynamisch een yaw tegengaat en daarmee stabiliteit heeft, kan zo'n grote rudder uitslag die gehandhaafd blijft niet compenseren als er niet met ailerons wordt tegengestuurd. Dat heeft dus toch een roll tot gevolg.

Dit veroorzaakte een sterk verlijeren naar links ten opzichte van de baan-as, waarschijnlijk versterkt door de aantrekkende wind van rechts die, volgens het meteosysteem (SIO) en de NLR-analyse in een minuut tijd toenam tot 220°/35 kts.

Het tegenovergestelde van de rolbeweging als gevolg van gieren betreft het haak-effect (adverse yaw). Hierbij wordt een giermoment geïntroduceerd door het gebruik van rolroeren omdat de weerstand die de uitgeslagen rolroeren aan beide vleugels genereren iets verschilt. Niet alleen de grootte van de uitslag zelf, maar ook de snelheid waarmee de stuurinputs worden gegeven hebben invloed. Omdat het vliegtuig stabiel is zal het terugnemen van rudder en een tegengestelde rolroer uitslag tegen de bestaande hellingshoek in het vliegtuig snel terug doen rollen naar wings level of zelfs door naar de wing down positie. Die grote rollrate werd dan ook gehaald in de seconde op T-6 toen de gezagvoerder ingreep en de CWS uitviel als gevolg van de roll-rate van meer dan 15°/sec.

De tegengestelde effecten van richtingsroer- en rolroeruitslag kunnen elkaar bij een bepaalde snelheid opheffen. Deze snelheid heet "cross-over speed". Bij een lagere snelheid heeft een rudder-input een groter effect dan rolroer. Dat betekent ook dat een te grote rudder uitslag niet meer door rolroer uitslag kan worden gecompenseerd. Dit maakt duidelijk dat geen corrigerende rolroer uitslag na het geven van richtingsroer input de neveneffecten van roll indirect versterkt.

Naast de sturbewegingen die verstorend werken op de evenwichtssituatie (stabiliteit) van het vliegtuig zijn er ook verstoringen in de, het vliegtuig omringende luchtmassa, die invloed hebben op de bewegingen die het vliegtuig maakt. Omdat verkeersvliegtuigen als inherent stabiel worden ontworpen zal het vliegtuig na een externe verstoring uit zichzelf (geleidelijk) terugkeren naar de stabiele situatie zonder dat hiervoor een input door de vlieger vereist is.

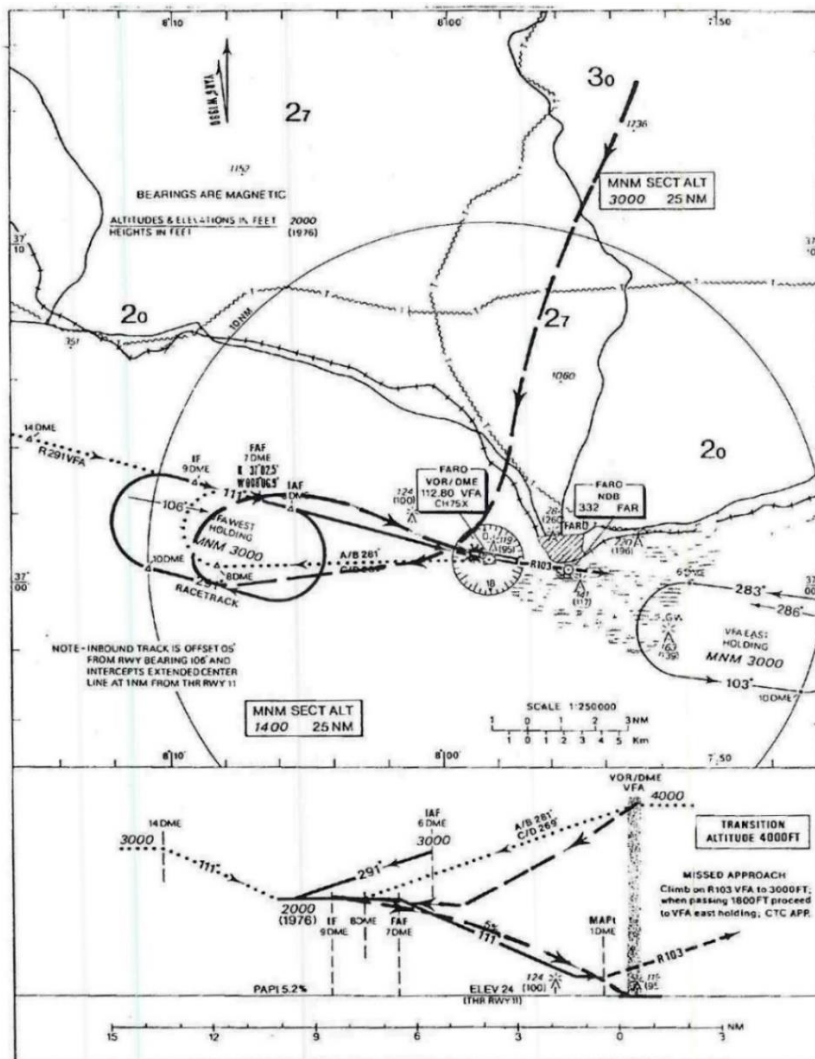
Bij veranderende wind kan dus een hoekverandering in de aanstroming van de lucht plaatsvinden hetgeen leidt tot een tijdelijke slip. Een slip genereert een incorrecte waarde van de wind display op de AreaNav. Hetzelfde effect treedt ook op bij gebruik van rudder, zoals bij decrabben tijdens de landing. Daarom mag de AreaNav wind display niet gebruikt worden voor bepaling van de dwarswind component bij de landing. Dit werd ook in de Martinair manuals ondubbelzinnig weergegeven.

23. VOR/ DME Non-precision approach

In 1992 bestonden er 3 basis instrument naderingstypen om een vliegveld aan te vliegen. Het meest nauwkeurige (precision approach) was door middel van een Instrument Landing System (ILS). De alternatieve naderingen waren de NDB-approach en de VOR/DME approach zoals deze in Faro voor baan 11 in gebruik was. De grotere onnauwkeurigheid van een VOR/DME nadering ten opzichte van die met een ILS verklaart de hogere vereiste zichtwaarden om de nadering aan te vangen en de grotere hoogte waarop de beslissing tot het kunnen landen genomen moet worden. Het vliegveld van Faro was slechts van beperkte naderingshulpmiddelen voorzien. De naderingskaart voor baan 11 te Faro zoals deze gepubliceerd werd in het rapport van ongeval is gebaseerd op de AIP-publicatie. Deze Aeronautical Information Publication is de wettelijke basis voor de nadering en dient als zodanig opgenomen te zijn in de naderingskaart die de

luchtvaartmaatschappij gebruikt. Martinair had een contract met de Amerikaanse firma Jeppesen voor het leveren van alle benodigde kaarten voor de luchthavens die Martinair aanvloog. De verschillen met de AIP-publicatie zijn gering en voldeden klaarblijkelijk aan de aanpassingen die Jeppesen mocht aanbrengen om de nadering voor de vliegers te verduidelijken. Helaas zijn de toenmalige naderingskaarten van Jeppesen die gebruikt werden ten tijde van de vlucht MP495 op 21 december 1992 niet meer beschikbaar. Er is derhalve in dit document gebruik gemaakt van een Jeppesen kaart van dezelfde nadering van een iets latere datum zoals deze in het proces van 2020 is gebruikt door de experts die door de rechtbank te Den Haag waren benoemd. Het belang van de Jeppesen kaart is gelegen in het feit dat de gevraagde hoogtes waarop het vliegtuig zich moet bevinden bij een bepaalde afstand tot de baan op deze kaart staan aangegeven en als zodanig worden benoemd door de gezagvoerder wiens taak dat ook is omdat hij de rol van Non-Flying Pilot heeft. Op het CVR-transcript worden genoemde hoogtes en afstanden correct benoemd hetgeen een indicatie is voor de coaching die de Captain als PNF geeft aan de F/O, die het vliegtuig bestuurt, om diens taak te vergemakkelijken. Deze wijze van coaching is standaard voor het helpen van de Pilot Flying bij het volgen van het correcte verticale pad.

AIP en Jeppesen naderingskaarten



De overlay van de track en het verticale pad van MP495 zoals deze gevlogen zou zijn volgens de onderzoekscommissie. De onderliggende approach is afkomstig uit het AIP. De commissie heeft geen oordeel uitgesproken over de Jeppesen approach chart zoals in gebruik bij Martinair en de verschillen met genoemde nadering uit het AIP.

Maar dat ontsloeg hen niet van de verplichting om te melden dat het een andere kaartversie betrof. De onderkant die ook was afgesneden had de veranderdatum in zich.

Ondanks feit dat de kaart in kwestie niet van de identieke datum was zoals gebruikt door MP 495 waren de veranderingen dermate klein dat deze geen rol spelen bij het beoordelen van de verschillen tussen AIP en Jeppesen. Ook de verschillen tussen de Jeppesen kaarten geven geen reden om aan te nemen dat ze een rol hebben gespeeld bij het ongeval.

MP495 heeft de zogenaamde alternatieve procedure voor baan 11 gevlogen. Het begrip “alternative procedure” staat niet vermeld op de kaart-overlay gebaseerd op het AIP. Het is echter niet mogelijk dat Jeppesen deze procedure en bewoording heeft opgenomen zonder hiervoor over de nodige AIP-informatie te beschikken.

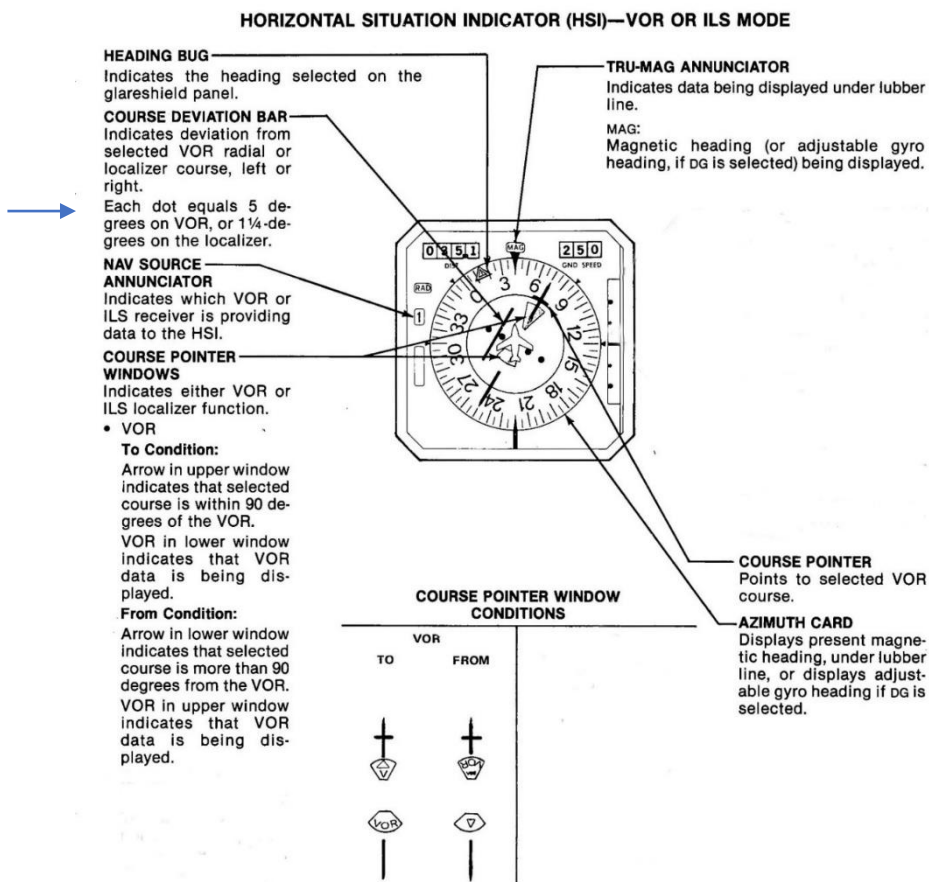
De VOR/DME staat niet aan het begin van de baan. Daarmee wordt ook het verschil verklaard tussen de afstand tot de baan (zie de schaal aan de onderzijde van de AIP kaart) en de DME-waarden voor de nadering. Waar de AIP kaart geen crossing altitudes benoemt om de hoogtes per afgelegde nautical mile te controleren en daarmee het gewenste verticale pad te optimaliseren is dit bij Jeppesen wel het geval. Hiermee was het voor de Martinair bemanning makkelijker de initieel optredende hoogte afwijking t.o.v. het 5% (3°) glijpad te corrigeren.

Ook de gewenste daalsnelheid kon makkelijk worden afgelezen aan de hand van de groundspeed versus descent rate tabel aan de onderzijde van de Jeppesen kaart. De AIP kaart had deze feature niet in zich.

Horizontal Situation Indicator

Op het instrumentenpaneel in de cockpit bevindt zich voor de beide vliegers een Horizontal Situation Indicator (HSI), welke gebruikt kan worden voor een ILS-nadering of een VOR/DME

nadering. Het bijgevoegde plaatje geeft de instrument indicaties voor een VOR/DME nadering.



De magnetische heading is afleesbaar, de grondsnelheid, de afstand (DST) tot het VOR-baken mits DME en VOR op dezelfde plaats staan (co-located). Ook de afwijking (deviation) van de ingestelde radiaal naar of van het VOR/DME-baken (TO or FROM) kan afgelezen worden, waarbij de richting wordt aangegeven waar naartoe gestuurd moet worden om op de ingestelde radiaal te komen ('Follow the Needle').

De betekenis van de afwijkingen op de Course Deviation Bar van de HSI en de navigatie toleranties zijn niet altijd duidelijk zoals blijkt uit de volgende passage uit de AvioConsult analyse.

AvioConsult:

De afwijking mag maximaal 2° zijn, één dot op de schaal onder de course deviation bar. In de meeste vliegtuigen kan de VOR/DME aan de autopilot worden gekoppeld, maar in de Martinair DC-10 moest de vlieger zelf de door de autopilot te volgen course instellen om op de gewenste VOR radiaal te komen en te blijven.

In deze uitleg die door AvioConsult wordt gegeven over de HSI zitten 2 onjuistheden:

In sommige verkeersvliegtuigen zoals de Fokker 100 kan de autopilot aan de VOR/DME radiaal gekoppeld worden maar dit is uitzonderlijk. Bij de Boeing B757, B767, B777, Airbus A310 en A330, MD82 en DC-10 (met KSSU-specificatie zoals Martinair) kan dit in ieder geval niet. De bewoording "meeste vliegtuigen" is dus niet correct.

Wat betreft de maximale afwijking: Het is onbekend wat de door Martinair gehanteerde tolerantie of maximaal toegestane afwijking van de approach course was voor een precision of non-precision approach. Indien de norm hiervoor 1 dot is dan representeert dit bij een VOR-selectie 5° en niet 2°. Bij het Localizer signaal is 1 dot 1,25°. Zowel het KSSU DC-10 manual, PanAm DC-10 manual als de DC-10-30 Quick Study Guide* geven dit zo weer.

FLIGHT INSTRUMENTS

HSI



With the HSI switch in the NAV position, the course deviation indicator displays the aircraft's position with respect to the INS desired track.

10. COURSE DEVIATION Scale

Indicates the angular deviation from the selected course. Each dot represents the following:

VOR: 5 degrees
ILS: 1.25 degrees
INS: 3.75 nautical miles.

*HSI afbeelding uit de DC-10-30 Quick Study Guide

Zie ook [PanAm DC-10 AOM](#)

Bij de nadering op Faro bevindt de VOR, waarop genavigeerd moet worden, zich iets ten zuiden van de landingsbaan. In het ontwerp van de nadering is de te volgen radiaal 111°. Deze koers brengt het vliegtuig op het verlengde van de baan-as op een DME-afstand van 1 nm op een hoogte van 200 ft, hetgeen 0,5 nm van de baandrempel is. Het vliegtuig dient dan nog een bocht te maken naar links met een 5° koersverandering. Dit ontwerp is nooit bekritiseerd door de

onderzoekscommissie hoewel het in wezen onwenselijk is om op zo'n lage hoogte nog een bocht te moeten draaien zeker onder mindere weersomstandigheden. De actuele situatie rond de landing van MP495 werd nog kritischer door de dwarswind, verminderd zicht, regen en het ontbreken van de aanloopverlichting. Wat betreft de navigatietoleranties voor een instrument approach is hierover niets teruggevonden in het DC-10 AOM of Martinair BIM.

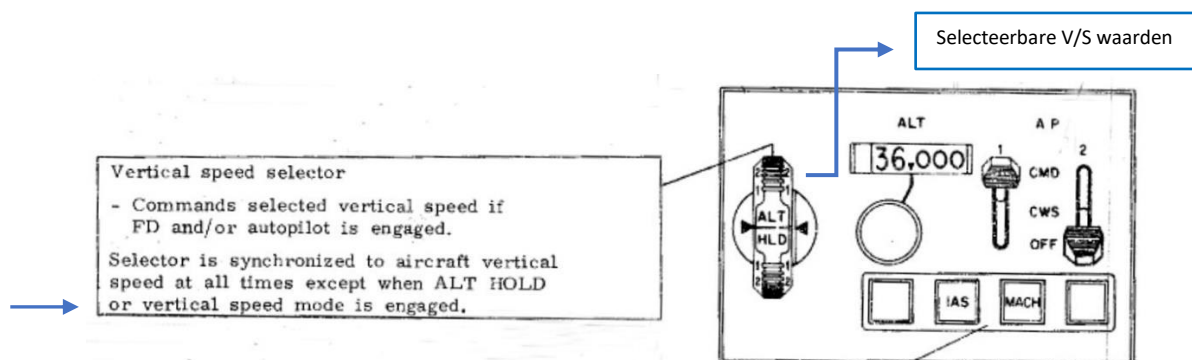
Het verticale naderingspad

Bij iedere instrument approach met minima hoger of gelijk aan een Cat 1 ILS dient vanaf Decision Altitude of Minimum Descent Altitude (in geval van een non-precision approach) de landing visueel gemaakt te kunnen worden. De approach procedure geeft namelijk beneden de MDA geen hoogte versus distance weer. Om toch een correct (visueel) glijpad te volgen vanaf dat punt wordt vaak een VASIS of PAPI (Precision Approach Path Indicator) bij de baan geplaatst. De PAPI is dus een ondersteunend hulpmiddel en staat los van de instrument nadering op zich.

De approach zoals deze op de Jeppesen naderingskaart stond beschreven geeft ook aan met welke daalsnelheid de nadering gedaan moet worden als functie van de snelheid over de grond (Groundspeed)

De vuistregel voor het volgen van een 3 graden glijpad is $5 \times \text{Groundspeed} + 50$ in ft/min. Bij de approach van MP 495 uitgaande van een wind van 190/30 die later afneemt tot 190/20 was de Groundspeed dus ruwweg 129 kts. Beoogde daalsnelheid is dan $5 \times 129 + 50 = 700$ ft/min. Op de approach chart uit het Portugese AIP welke is opgenomen in het Ongevalsrapport staat deze benodigde Vertical Speed niet. De Jeppesen kaart van Faro RWY 11 liet dit wel zien.

Of het selecteren van een Vertical Speed van met increments van 50 ft ingesteld kon worden bij de DC-10, is niet duidelijk. Andere verkeersvliegtuigen hebben instelbare Vertical Speed waarden in eenheden van 100 ft/min. Op de tekening uit het DC-10 AOM zijn op het Vertical Speed wielkje waarschijnlijk de selecteerbare waarden in stappen van 100 ft/min te zien. Het AOM DC-10 geeft dit niet duidelijk weer.



Alleen in AOM 3.3.5.09 wordt, bij **Circling of Visual Approach** (en dus niet bij een non-precision approach!) van een rate of descent van ± 750 ft/min gesproken maar niet dat deze specifieke waarde ingesteld moet of zelfs kan worden via het V/S wheel. Voor een visuele of circling approach die op zicht uitgevoerd worden zijn dit ook indicatieve en geen absolute waarden omdat de positie van het vliegtuig ten opzichte van de baan veel minder exact vaststaat.

AvioConsult:

“Tijdens de daling vanaf 2000 ft handhaaft de autopilot de ingestelde constante daalsnelheid door de pitchhoek van het vliegtuig te variëren en blijft dat doen, welke verstoringen ook van buitenaf, tot het moment dat de vlieger de Vertical Speed mode van de autopilot uitschakelt, wat plaatsvindt vóór het bereiken van 500 ft, maar in ieder geval nog boven de Minimum Decision Altitude (MDA), die op Faro 400 ft was. In de praktijk gebeurt dat als er duidelijk zicht is op de baan en de individuele rode en witte lampen van de PAPI, aangevend het 3° glijpad, goed te onderscheiden zijn en het glijpad van het vliegtuig kan worden verlegd om het PAPI-glijpad van onderaf te onderscheppen.”

De Vertical Speed Mode van de autopilot wordt niet uitgeschakeld, de directe besturing door de autopilot zelf wordt uitgezet en men blijft in CWS (een soort “autopilot assisted mode”) doorvliegen. In CWS is de vertical speed selector gesynchroniseerd met de actuele vertical speed van het vliegtuig tenzij vertical speed mode is geselecteerd, met andere woorden de vertical speed mode blijft actief gepresenteerd worden door de Flight Director en de vlieger moet deze in CWS-mode zelf vast proberen te houden.

In CWS worden de stuurvlakken door de autopilot verzet op basis van stuurkrachten die de vlieger uitoefent en die door Control Wheel sensors worden doorgegeven. De Flight Director zal de geselecteerde daalsnelheid blijven aangeven tenzij deze handmatig wordt aangepast. Meestal zal de vlieger de laatste benodigde correcties tot aan de landing handmatig uitvoeren (dus met kleine afwijkingen t.o.v. de Flight Director indicaties)

08 NON-PRECISION APPROACHES

General

Non-Precision Instrument Approaches are approaches without electronic glide slope guidance. When an ILS facility is used for a non-precision approach, set the G.SLOPE switch to OVRD before entering the warning envelope to avoid nuisance warnings. For approach stabilization apply only slight variations on the target rate of descent.

- It is strongly recommended to use the AP in CMD until the runway/approach lights can be used as reference for line-up and glide path.
- The minimum height to change from CMD to CWS is 500 ft HAT.
- The minimum height to change from CMD to OFF is 150 ft HAT.
- Start descent 0.5 NM before, and timing at point "D".
- The PNF occasionally goes head up, and goes fully head up after his call "APPROACHING MINIMUMS".

Het overschakelen van CMD naar CWS geschiedt dus boven 500 ft. Dit heeft de F/O ook gedaan. Hierin heeft hij voldaan aan de eisen van het AOM. Beneden 500 ft en daarmee dus ook voordat de minimumhoogte (MDA) van de VOR-approach van baan 11 is bereikt dient het vliegtuig handmatig gevlogen te worden met CWS. De uitleg van AvioConsult hierbij is onduidelijk.

De werking van het autothrottle systeem zorgt er bij een non-precision approach voor dat snelheid verstorende factoren door fluctuaties ten opzichte van de gevraagde Vertical Speed zoveel mogelijk ondervangen worden. Ook de gust protectie van 5 kt welke het systeem toepast bij actuele gusts kan in theorie kleine veranderingen van het pad teweegbrengen omdat de grondsnelheid varieert terwijl de Vertical Speed in principe een vaste waarde heeft. In de praktijk zullen genoemde afwijkingen klein zijn tenzij sprake is van heftige turbulentie of overmatige stuurinputs.

AvioConsult:

"Het eerste deel van een VOR/DME-nadering (met autopilot in de vertical speed command mode) verloopt dus altijd wat steiler dan het tweede deel (m.b.v. de PAPI), waardoor het bij de overgang van de vertical speed mode naar CWS of handbesturing op of boven 500 ft noodzakelijk kan zijn even rechtuit te vliegen om het PAPI-glijpad te onderscheppen zoals te zien in Figuur 3. Dit mag niet worden uitgelegd als het vliegen door een updraft gevolgd door een downdraft, want het hoort bij, en is normaal tijdens een non-precision approach".

Deze beschrijving van de non-precision approach is fundamenteel incorrect.

Ook bij een Non-Precision Approach zal gestreefd worden naar handhaven van het gepubliceerde glijpad. Daarom moet de PNF de relevante DME versus altitude checks doen en deze aan de PF doorgeven zodat deze de juiste correcties ten opzichte van het gepubliceerde glijpad (3° of 5% zoals in dit geval) kan uitvoeren. Bewust beneden het glijpad uitkomen en het van onder weer te onderscheppen is juist niet de bedoeling. Het zorgvuldig afvliegen van het gepubliceerde glijpad is gewenst voor een stabiele nadering. Ook is het niet juist dat het correct afvliegen van de approach het vliegtuig "automatisch" iets beneden het glijpad brengt. Wel mag het glijpad visueel gecorrigeerd worden zodra men, op MDA aangekomen of eerder, kan waarnemen dat men beneden het gewenste glijpad zit (bijvoorbeeld op basis van de PAPI-indicaties). Zo'n correctie kan dus ook nodig zijn als men te hoog uitkomt.

AvioConsult:

“Het toerental van de motoren en de pitchhoek variëren dus in geval van turbulentie en van veranderende weers- en/of windinvloeden van buitenaf. Maar dat niet alleen; de vlieger heeft met een ingeschakelde autopilot ook zelf nog steeds invloed op de baan van het vliegtuig door druk uit te oefenen op de stuurorganen. Dat de vlieger meestuurde wordt verderop in deze analyse duidelijk.

Een van de eisen voor een gestabiliseerde nadering (BIM 3.4.4 - 06) is ook dat het motortoerental stabiel moet zijn. Indien er te veel variatie optreedt door het ATS, dan behoort de vlieger het ATS uit te schakelen en een meer constant toerental met de hand in te stellen”.

Het ATS zal reageren op veranderingen in snelheid. Deze kunnen het gevolg zijn van bijvoorbeeld pitch veranderingen door pilot input en snelheidsverandering door windveranderingen. Als de pitchveranderingen, bijvoorbeeld door handeling van de vlieger, of de snelheidsveranderingen door windveranderingen te groot worden (meer dan de in het BIM toegestane variaties) dan is dat een bevestiging van instabiliteit van de nadering en moet deze afgebroken worden. Het uitschakelen van het ATS bij “te veel variatie” is niet de juiste actie in deze omstandigheden. Dat laatste zou alleen moeten gebeuren indien het ATS niet correct functioneert. Het handmatig overriden van de ATS inputs mag natuurlijk wel altijd, indien dit gewenst is en indien het AOM dit toestaat. Zowel KLM als Martinair hadden een policy waarbij gebruik van het ATS verplicht gesteld was.



Wel bestaat er een TURB switch op het Flight Director Panel die in geval van heftige Turbulentie ingedrukt kan worden. Dit heeft als resultaat dat de Autopilot van CMD-mode naar CWS gaat en het ATS wordt uitgeschakeld. Deze mode diende alleen voor turbulentie enroute en niet wanneer dit optrad tijdens de nadering. De Flight Director Command Bars werden weggehaald zodat de vlieger gedwongen werd om een constant attitude te vliegen en geen constant altitude zoals de Flight director dit in cruise aangaf. Deze procedure werd toegepast om bij hevige turbulentie op grote hoogte overschrijdingen van de maximale snelheid (Mmo of Vmo) te vermijden.

24. Overpoweren van de Autopilot in CWS mode

In de analyse van AvioConsult wordt gesteld dat de vlieger zelfs met een ingeschakelde autopilot ook zelf nog steeds invloed heeft op de baan van het vliegtuig door druk uit te oefenen op de stuurorganen. Dit is correct maar hangt af van de mate waarin de autopilot wordt overpowered.

AOM 2.3.1

03 OPERATION IN CWS MODE

Existing FD modes are annunciated in FMA and are not affected by CWS.
Pilot input forces on the control wheel in the pitch and roll axes are converted into control surface movement via force sensors in the wheel hub.

Roll Axis

- CWS input begins at 1 kg wheel force.
- Maximum roll rate (15°/sec) reached at 5 kg wheel force.
- When wheel force removed and one or both FD switches in FD:
 - . The existing bank angle is maintained.
- When wheel force removed and both FD switches in OFF:
 - . If bank angle >3°, existing bank angle maintained.
 - . If bank angle <3°, existing magnetic heading maintained.

NOTE: Bank angle limit of 30° can be exceeded by overpowering the autopilot, but bank angle will reduce to 30° when wheel force is removed.

Date : 1 JUL 1989
Issue No: 9

DC-10 AOM: 2.3.1
Page : 1



aircraft operations manual DC10

2.3. AUTOMATIC FLIGHT
2.3.1 Normal Procedures

1650

Pitch Axis

- CWS input begins at 1 kg wheel force.
- Maximum pitch rate (5°/sec) reached at 11 kg input force.
- When wheel force removed, existing pitch attitude maintained.

NOTE: Pitch attitude limits of 22° nose up and 10° nose down can be exceeded by overpowering the autopilot, but pitch attitude will reduce to limit value when wheel force is removed.

- Auto pitch trim is operative in CWS, but inhibited on the ground.
- Manual stabilizer trim is available in CWS except TURB.
- When engaging the autopilot in CWS before take-off the control wheel must be free of any pilot input force.

CWS may be used for take-off, for all flight modes and for approach and landing.

02 AUTOPILOT DISENGAGE/DEGRADE

- Disengage from CMD or CWS to OFF.
 - . Either AP release button pressed.
 - . AP lever manually moved to OFF.
 - . Any sensor valid input is lost.
 - . The platform selector switch is operated.
 - . The pitch monitor is activated (Pitch hardover protection).
 - . The roll monitor is activated (Roll rate protection).
 - . An excessive CWS signal (except in LAND mode).
 - . In TURB mode when manual stabilizer trim is used.
- Degrade from CMD to CWS.
 - . TURB switch is pressed.
 - . Autopilot overpowered by force on control wheel (normal CWS signal).
- Disengage from CMD to OFF.
 - . Pilot operation of stabilizer trim switches or suitcase handles.

Bij de DC-10 is het dus ook mogelijk was om mee te sturen met de autopilot in CMD of in CWS. Bij de oudere Boeing types zoals de B747-300 kon de autopilot inderdaad ook overpowered worden zonder dat een autopilot disconnect optrad. Bij de nieuwere toestellen zoals de B777 is dit niet mogelijk en zelfs verboden om stuurkrachten uit te oefenen met de stuurknuppel als de autopilot aan staat.

Of de F/O inderdaad meestuurde tijdens de approach is niet duidelijk. Er zijn wel stuurkrachten zichtbaar maar deze zijn van een veel lagere orde dan die welke optraden nadat op 500 ft de van CMD naar CWS werd overgeschakeld. De effecten op het vliegp pad zijn ook zeker minimaal te noemen. De vraag dringt zich op of de stuurkrachten opgeroepen kunnen worden wanneer de vlieger met zijn handen te strak de stuurkolom vastheeft en de autopilot in de turbulente weerscondities uitslagen geeft die daarmee een indirecte stuurkracht oproepen. Het lijkt echter waarschijnlijker dat de F/O als gevolg van de turbulentie onbewust tegen de autopilot bewegingen instuurt en dat daarmee de kleine stuurkrachten op de DFDR zichtbaar geworden zijn. Voor zover bekend heeft de commissie noch de NTSB hierop commentaar geleverd.

In ieder geval heeft de NTSB de omgang met ATS en CWS wel als inappropriate benoemd vanaf het passeren van 500 ft hoogte toen de overgang van CMD naar CWS werd ingezet.

Tenslotte wordt uit dit AOM-hoofdstuk duidelijk waarom CWS uitgeschakeld werd:

. The pitch monitor is activated (Pitch hardover protection).
. The roll monitor is activated (Roll rate protection).

Als de Captain op 6 seconden voor de landing ingrijpt is zijn eerste reactie bedoeld om de bank angle naar links te reduceren en de vleugels weer horizontaal te leggen. Zijn roll input is daarbij zo snel dat hij de roll monitor activeert die de roll rate protection verzorgt met als resultaat een CWS-disengagement. De roll rate protection is gebaseerd op 15°/sec. De gezagvoerder brengt het vliegtuig binnen 1 second van 14° L naar de touchdown attitude van 6°R hetgeen tot disengagement van de autopilot leidt.

- Maximum roll rate (15°/sec) reached at 5 kg wheel force.

Fig. 8 Control wheel (roll) displacement
 Stg. CONFIDENTIEEL (CONFIDENTIAL)

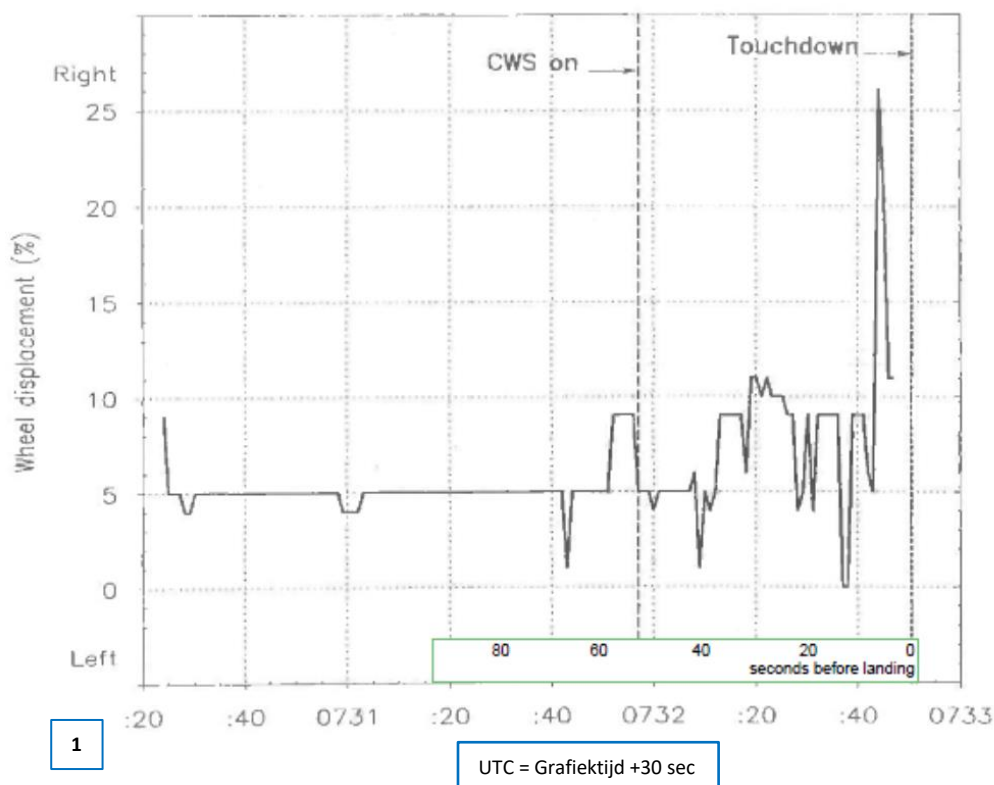
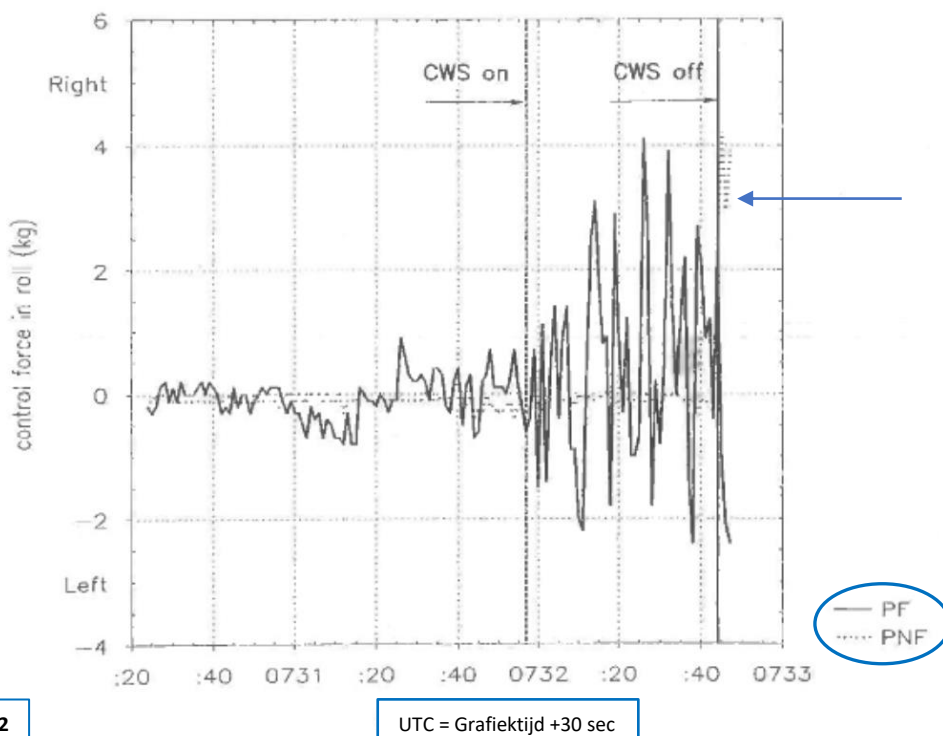


Fig. 6 Roll control forces of Pilot flying (PF) and pilot not flying (PNF)
 Stg. CONFIDENTIEEL (CONFIDENTIAL)



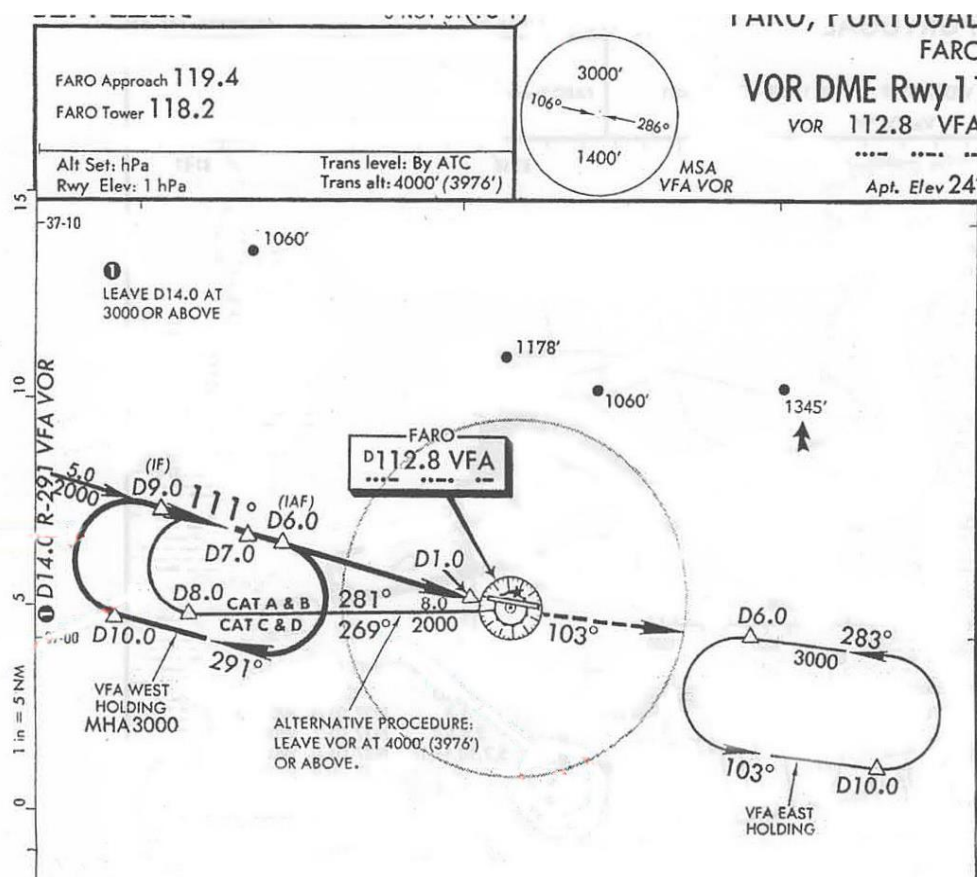
NLR rapport over rollstuur uitslag (1) en stuurkracht (2).

Op T-6 is op de rollstuur grafiek 1 de grote uitslag te zien met als resultante de autopilot disconnect. In grafiek 2 is de stuurkracht gerelateerd aan de PF (F/O) en PNF (Capt). De stuurkracht door de Capt is een gestippelde lijn die in vrijwel de hele grafiek op de nul-lijn ligt. Als de Capt op T-6 ingrijpt wordt de stuurkracht lijn net naast de CWS off lijn zichtbaar. Mogelijk heeft de CWS disengagement dus pas ongeveer 1 seconde later plaats gevonden waardoor de stuurkracht sensors tot dat punt nog werkten. Deze hypothese bevestigt dat de autopilot disconnect optrad door de rolroer input van de Capt die vanaf dit moment mogelijk alle control surfaces bediende.

25. De nadering van MP495

De VOR/DME-nadering naar baan 11 van vliegveld Faro werd gevlogen volgens instructies door de verkeersleiding, initieel via de radiaal 269°. Vervolgens werd het geklaard voor de VOR/DME approach runway 11 hetgeen op de Jeppesen kaart als de “alternative approach” wordt aangegeven. ATC heeft de terminologie “alternative approach” niet gebruikt maar het lijkt evident dat dit de wijze was waarop de nadering gevlogen moest worden gezien de initiële klaring via de radiaal 269°. Op de radiaal 269° is volgens de Jeppesen kaart dan logischerwijs alleen nog maar de “alternative approach” de juiste wijze om de VOR-approach aan te vangen.

De bemanning van MP495 gebruikte de Jeppesen kaart en dit moet dan ook de referentie zijn ter beoordeling of de juiste nadering is gevlogen.



Op 8 nm DME moest het vliegtuig dan rechtsom draaien om de approach course van 111° te intercepten. AvioConsult maakt in zijn rapportage gebruik van een methodiek waarbij de gevolgde grondkoers en de luchtkoers (heading) als bekend worden verondersteld en de heersende wind op hoogte daarmee afgeleid kan worden. Deze methode is op zich correct mits de invoergegevens ook correct zijn, hetgeen hier echter niet het geval is.

Uit de plot van de verkeersleidingsradar zou, volgens AvioConsult blijken dat de radiaal 269° tijdens de initieel nadering vrij nauwkeurig gevolgd werd. Dit is ten dele waar maar er moest ook een heading correctie uitgevoerd worden om weer precies op de radiaal uit te komen zoals de procedure vereist.

De radarplot laat deze afwijking zien en ook hoe een grotere heading nodig was om weer op de radiaal 269° terecht te komen. Op 8 nm werd de radiaal bereikt met een heading van 252°. Een gedeelte van deze heading was dus nodig om de afwijking van de radiaal weer goed te maken.

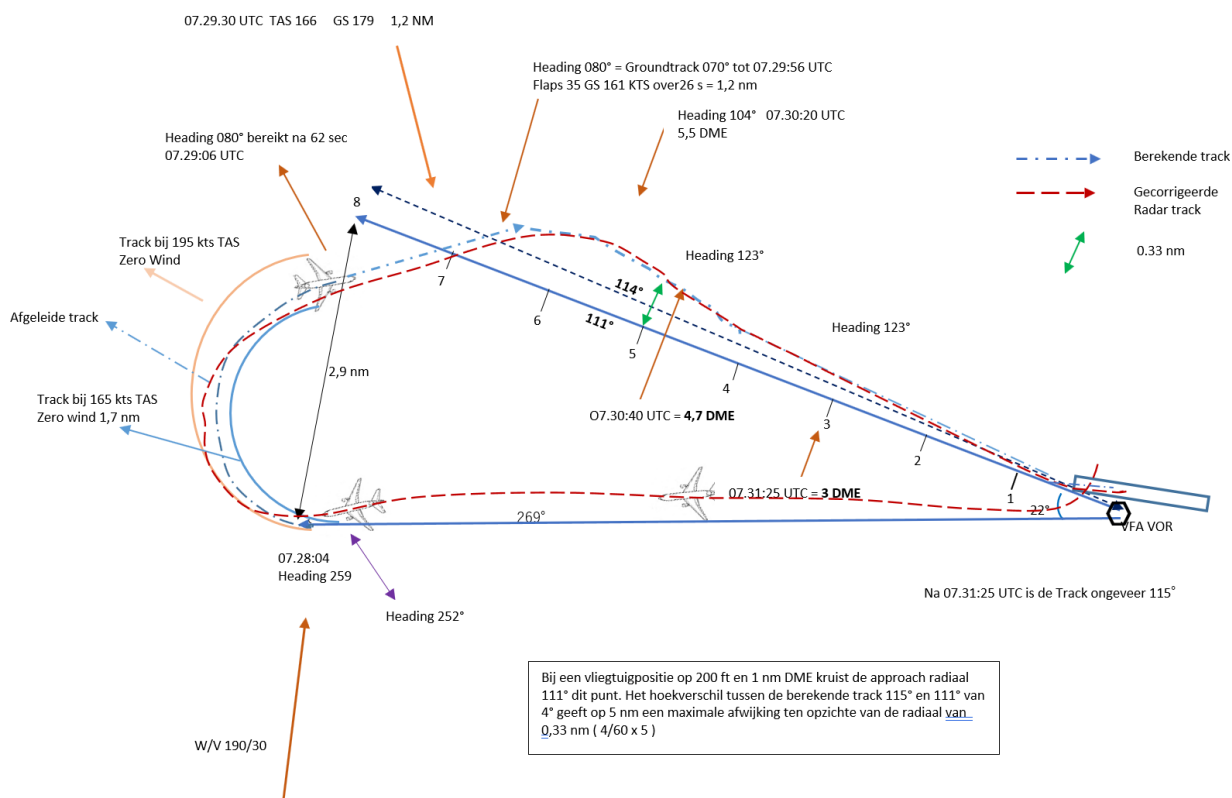
AvioConsult rekent echter met de volledige heading 252° en de radiaal 269° om daarmee de wind te herleiden. Dat resulteert bij de vliegsnelheid van dat moment in een berekende wind van 190°/50 kts. De werkelijke wind was identiek aan wat de Captain aan het begin van de nadering van de Area Nav Display afleest: 190°/30 kts.

Ook blijkt uit de radartrack én de berekende track (blauw gestippeld) dat de wind in het laatste gedeelte van de daling vanaf 2000 ft afnam van ongeveer 190°/30 kts tot 190°/20 kts op 10 seconden vóór de landing maar er geen werkelijke heading correctie meer plaats vond door de vliegers. De track verandering door de afnemende wind bij een constante heading is zichtbaar op de gecorrigeerde radarplot van NAV Portugal. Voor de berekende track tot 2000 ft hoogte is uitgegaan van 190°/30 kts.

De navolgende tekening geeft de gecorrigeerde radartrack (rood) en de berekende track (blauw). De Trackanalyse laat een track zien van 115° bij een heading 123° vanaf ongeveer 3,5 nm op de eindnadering.

Note: kijk hier voor de volledige [Trackanalyse](#)

Gecombineerde berekende track en gecorrigeerde radar track



<https://e6bx.com/e6b>

Op het 8 nm punt moest de te volgen grondkoers van de VOR gewijzigd worden van de radiaal van dat moment (269°) naar de approach radiaal (111°)

De captain stelde deze verandering in op zowel zijn eigen cours selector als die van de F/O.

Het commentaar van de captain op de CVR ("I will give you one one one") is dus niet zoals AvioConsult veronderstelt een heading maar de instelling van de approach radiaal (111° die de gezagvoerder voor de F/O instelt op het VOR Course select panel aan de zijde van de F/O)

De copiloot, de Pilot Flying bij deze nadering, die normaliter ook de heading knop bediende als de autopilot aanstond, wilde de 111° naderingsradiaal met 30° verschil, met een heading van 080°, onderscheppen om bij het naderen ervan een bocht van 30° naar rechts te maken en precies op de 111° naderingsradiaal uit te komen.

Tijdens het selecteren van de approach radiaal door de gezagvoerder kan de F/O de Heading Bug niet meer bedienen omdat de arm van de gezagvoerder in de weg zit. Dus vraagt de F/O aan de Captain om de heading naar 080° te draaien, hetgeen de Captain doet. Hij bevestigt deze selectie door de geselecteerde Heading te herhalen.

Capt	approaching eight miles _____
F/O	yes _____
Capt	I'll give you one one one
	sound of selector knob
F/O	over right, heading zero eight zero
Capt	 zero eight zero

De gekozen heading 080° is op zich niet verkeerd maar moet bij het bereiken van de gewenste radiaal wel meteen opgevolgd worden met de juiste heading om de ingestelde radiaal te volgen, zeker met de voorliggende zuidelijke wind. Om het benaderen van de radiaal te vergemakkelijken selecteert de gezagvoerder de NDB FAR met frequentie 332 KHz dat achter de baan staat en benoemt zowel de frequentie als de identifier FAR.

Capt	 even nog een bakentje, hè just a beacon, isn't
F/O	ja, die zit achter de baan yes, that one is behind the runway
Capt	 achter de baan en dat is dus behind the runway, so that is

Capt	 hij wijst iets naar, uh, ... it is indicating to, uh
Capt	drie drie twee far .. three three two far ..



De actuele track van het vliegtuig toont aan dat het ontwerp van de “alternative approach” in deze VOR-procedure niet doordacht was omdat het vliegtuig niet mooi de radiaal kon intercepten voordat al aan de daling moest worden begonnen.

Met de ondervonden staartwind op dit punt moest onmiddellijk begonnen worden met draaien naar een grotere heading dan 080 op het moment dat de deviation bar beweegt naar de ingestelde radiaal toe. Een overshoot, hoe klein ook, is dan eigenlijk onvermijdelijk. Gezien de wind zal dan wel een behoorlijke koersverandering nodig zijn.

Het ontstaan van een ruime bocht vindt natuurlijk ook zijn oorzaak in de late configuratie verandering waarbij door de hogere snelheid een bocht naar final gemaakt moest worden die een te grote radius kende.

Tenslotte is er een opvallende afwijking van de approach radiaal 111°. Op basis van het CVR-transcript en de foto van de cockpit na het ongeval waar de ingestelde radialen zichtbaar zijn is het hoogstwaarschijnlijk dat aan de zijde van de F/O abusievelijk de radiaal 114° stond ingesteld. Daarmee wordt een groot gedeelte van de track die MP495 op de eindnadering volgt verklaarbaar. De F/O heeft de heading suggestie van 123° van de gezagvoerder gedurende de intercept

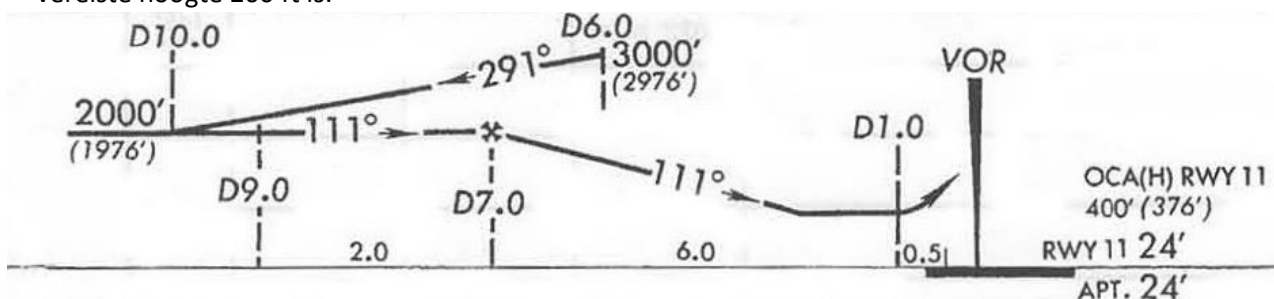
opgevolgd. Binnen een tijdsbestek van 10 seconden na het bereiken van heading 123° werd deze verruimd naar 134° om HSI-indicatie te centreren. Er was dus wel degelijk bewustzijn bij de F/O omtrent de heersende wind condities en gevraagde correcties op de eindnadering.

Approach lateral limits.

De laterale limieten die bij Martinair golden voor Non-Precision approaches waren onduidelijk AvioConsult gaat ervan uit dat de maximale afwijking ten opzichte van de naderingsradiaal 2° mag zijn op 500 ft hoogte. Specifieke waarden voor maximale afwijking van de approach radiaal worden echter niet benoemd in het Martinair BIM. Als de maximum toegestane deviatie op de course deviation bar van de HSI 1 dot zou zijn komt dit bij een VOR-approach overeen met 5° en niet, zoals soms wordt aangenomen, met 2°. Het DC-10 AOM geeft dit ook zo weer.

Het is daarmee mogelijk maar niet zeker dat de approach lateral limits overschreden zijn, ondanks de verkeerd ingestelde radiaal aan de zijde van de F/O.

Dat er een vrij forse afwijking ontstond is duidelijk aan de hand van de radardata. Volgens de verklaring van de crew vloog het vliegtuig op 200 ft op de verlengde baan-as. Volgens de gepubliceerde procedure is dit exact bij het beslissingspunt op 1 nm DME final punt waar de vereiste hoogte 200 ft is.



Note: het 1 nm DME punt ligt op 0,5 nm van de baandrempel zoals de kaart laat zien. VOR VFA ligt naast RWY 11 op 0,5 nm ten Oosten van de baandrempel. (@Jeppesen chart VOR RWY11)

Zelfs bij een correcte instelling van de radiaal 111° zou een overshoot van de radiaal aan het begin van de nadering bijna niet te voorkomen zijn geweest. Het ontwerp van de VOR-procedure laat echter geen ruimte om gestabiliseerd op de radiaal te komen alvorens het glijpad te gaan volgen. De combinatie van tegelijkertijd lateraal en verticaal te moeten navigeren is ongewenst zeker voor een Non-Precision approach waar sowieso een hogere workload bestaat. Bij een ingestelde radiaal 114° zal het vliegtuig voor de Pilot Flying wel binnen de voor hem **observeerbare** limieten van de approach zijn gebleven. Niemand van de 3 bemanningsleden heeft zich echter gerealiseerd dat de ingestelde radiaal niet 114° moest zijn maar 111° zoals deze aan de kant van de gezagvoerder wel juist geselecteerd stond op diens VOR-course selector. Uit alle trackanalyses blijkt wel dat de actuele afwijking van de approach radiaal 111°, bij aanvang van de approach, substantieel was.

De gezagvoerder heeft het verschil tussen de instellingen van beide HSI-radialen niet opgemerkt. Daarmee moet de crew gedacht hebben dat men voldeed aan de vereiste criteria voor stabiliteit en navigatie-nauwkeurigheid wat het laterale pad aangaat.

De kwaliteit van het ontwerp van de VOR-approach van baan 11 is helaas ook niet besproken in het Portugese ongevalsrapport terwijl het wel degelijk een factor is geweest bij het ontstaan van de onstabiliteit in de nadering.

Landingsconfiguratie en Daling

Bij een ILS-approach was het aan de crew toegestaan, volgens AOM 3.3.5.06, om indien de omstandigheden dit toelieten pas rond 5 nm Final het vliegtuig in de Landings-configuratie te brengen. Bij Non-Precision approaches moest dit beduidend eerder gebeuren. Aan deze regel heeft de crew niet voldaan. Dit is terecht zo opgemerkt door AvioConsult.

Op 7,5 nm wordt de vertical speed alvast ingesteld op de autopilot zodat de daling dan al geleidelijk begint. Hoewel dit een te vroege daling lijkt te zijn is dit toch is een geaccepteerde procedure omdat de vereiste Vertical Speed nooit meteen door het Autoflight systeem gerealiseerd kan worden.

Dit is conform AOM 3.3.5. zoals hieronder beschreven.

KLM

aircraft operations manual **DC10**

3.3 FLIGHT TECHNIQUES
3.3.5 Approach and Landing

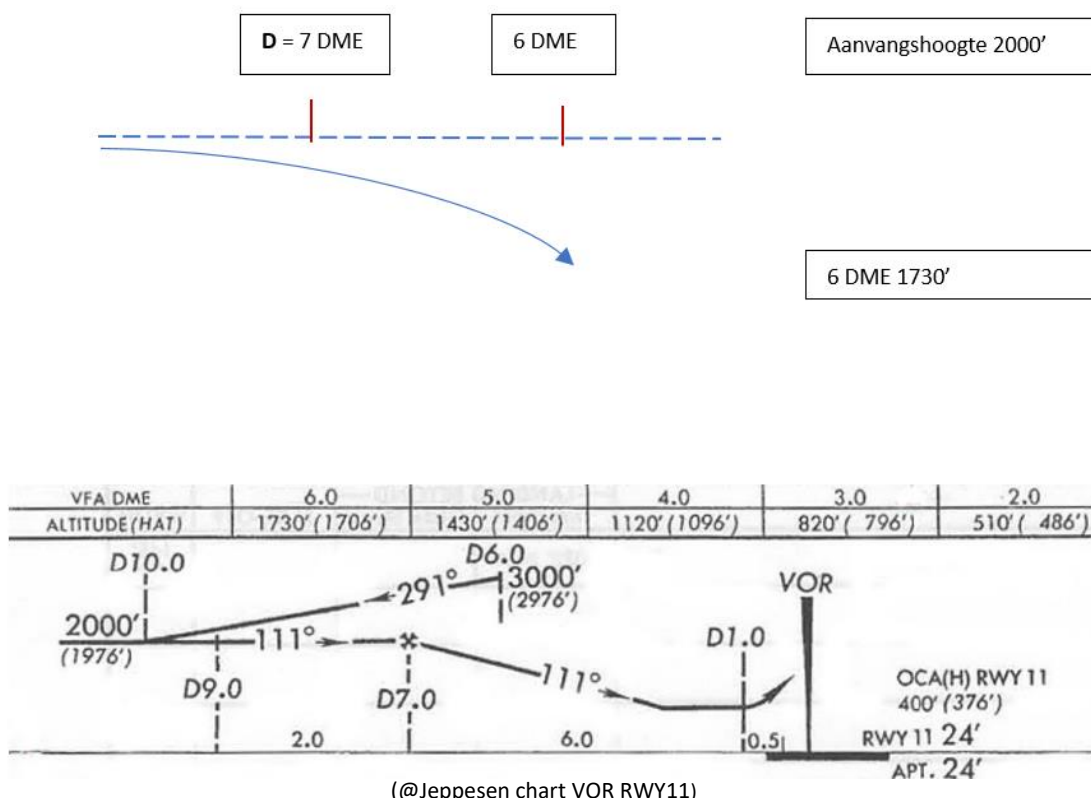
08 NON-PRECISION APPROACHES

General

Non-Precision Instrument Approaches are approaches without electronic glide slope guidance. When an ILS facility is used for a non-precision approach, set the G.SLOPE switch to OVRD before entering the warning envelope to avoid nuisance warnings. For approach stabilization apply only slight variations on the target rate of descent.

- It is strongly recommended to use the AP in CMD until the runway/approach lights can be used as reference for line-up and glide path. The minimum height to change from CMD to CWS is 500 ft HAT. The minimum height to change from CMD to OFF is 150 ft HAT.
- Start descent 0.5 NM before, and timing at point "D".
- The PNF occasionally goes head up, and goes fully head up after his call "APPROACHING MINIMUMS".

Het vliegtuig zakt dus eerst iets te vroeg maar omdat de daalsnelheid zoals geselecteerd niet meteen tot uiting komt zal het vliegtuig kort na het dalingspunt D op het vereiste glijpad komen.



HSI tekeningen en aanvullende opmerkingen in de AvioConsult analyse

Om de mogelijke afwijking van de naderingsradiaal 111° te illustreren gebruikt AvioConsult een tekening van een HSI. (@Hoofdstuk 4.1.4.) De afbeelding toont een afwijking van de deviation bar die maximaal is (meer dan 12°). Gesuggereerd wordt dat dit de aanwijzing kan zijn op 5,5 nm en dat een heading van 141° nodig zou zijn om de radiaal weer te intercepten.

Een afwijking van 12° van de approach radiaal is er nooit geweest. De afbeelding is zo getekend vanwege de misvatting dat 1 dot afwijking op een HSI bij een VOR-approach een 2° afwijking weergeeft. Dit is niet correct. 1 dot afwijking is bij een VOR-approach namelijk 5°.

[Zie PanAm DC-10 AOM](#) , het KLM DC-10 AOM en de DC-10-30 Study Guide.

In hoofdstuk 4.1.5. wordt tenslotte een tekening van een gecentreerde HSI getoond waarbij de dan voorliggende radiaal kan worden gevolgd met de volgende bewoording:

“De vlieger kan niet alleen de voorgeschreven naderingsradiaal instellen op het VHF NAV Control Panel maar ook draaien aan de course (CRS) knop totdat de course deviation bar in de HSI in het midden staat, oftewel tot de lateral deviation op dat moment nul is, om zodoende vanaf die positie geleiding te verkrijgen om rechtstreeks naar het baken te vliegen. Dit zou met MP495 kunnen zijn gebeurd omdat de plot van de verkeersleidingsradar in Figuur 1 op pagina 9 een vrijwel constante (te) grote afwijking (6°) liet zien van de voorgeschreven naderingsradiaal (111°), in welk geval course 117° als rechtstreekse radiaal zou kunnen zijn ingesteld. Op 3 nm zouden de indicaties op de HSI dan als in nevenstaande afbeelding zijn. De heading was 125° (DFDR-data), de ingestelde naderingsradiaal 117°. Deze hoek is opgemeten uit de radarplot uit RvO Annex 12, die is overgetekend in Figuur 1 op pagina 9”

Het is absoluut ondenkbaar dat deze crew de Course selector bewust anders ingesteld zou hebben dan de, volgens de VOR-procedure, te vliegen radiaal. De gepubliceerde procedure is heilig voor verkeersvliegers ook omdat het vliegtuig ermee beschermd wordt voor obstakels en omliggend terrein tijdens de nadering. De suggestie dat dit door de crew bewust gedaan zou kunnen zijn wordt dan ook niet door enig bewijs ondersteund. De CVR opname daarentegen maakt duidelijk dat de selectie die de Captain maakte op het VOR-panel van de F/O juist het doel had om de radiaal 111° te selecteren. (07.28.37 UTC- “I’ll give you one one one”) AvioConsult neemt abusievelijk aan dat de bewoording “I’ll give you one one one” een selectie van een heading 111° betekent, maar dit is natuurlijk de approach radiaal van de VOR-approach.

De afwijking op 3 nm toont juist aan dat de ingestelde radiaal 114° i.p.v. de gewenste 111° moet zijn geweest zoals de cockpitfoto van de instelling van de VOR Course selector ook toont. Gepoogd werd de gevolgde radiaal vanaf 3 NM met een constante heading van ongeveer 123° vast te houden.

In de AvioConsult analyse wordt de track van het vliegtuig gezien als een rechte lijn aan de linkerzijde van de baan-as tot het moment van Touchdown. Dit is niet in overeenstemming met de verklaring van de crew waarin gesteld werd dat men op 200 ft hoogte (het 1 nm DME punt) op de verlengde baan-as vloog. Ook houdt het geen rekening met de track naar links die het vliegtuig volgde als gevolg van de rudderinput die de F/O op short final gaf zonder hierbij een tegencorrectie met rolroer uit te voeren, waardoor hij de runwaytrack niet vast kon te houden. Toen het vliegtuig naar links helde verschoof de track ook naar links waarna het vliegtuig op de baanrand landde. Het betekent dat het vliegtuig uit de richting van de baan-as gekomen moet zijn vanaf het 1 nm DME punt, zoals de crew ook verklaarde. Daarbij doet zich de vraag voor of

het vliegtuig zich werkelijk op de extended centerline bevond toen het 1 nm DME punt en 200 ft hoogte punt bereikt werden.

Dat is niet met zekerheid vastgesteld maar als het 200 ft punt terug herleid wordt naar de radartrack op 5 nm dan is een redelijke overeenkomst zichtbaar met het punt van maximale uitwijking ten opzichte van de radiaal 111°.

Het late configureren van het vliegtuig wijst erop dat de crew de nadering meer vloog zoals een ILS kon worden gevlogen in plaats zich te houden aan de vergrote marges en vroegtijdige configuratie zoals deze bij een non-precision approach wenselijk en voorgeschreven was.

Afgezien van de late configuratie verandering was ook de snelheid voor de eindnadering verkeerd ingesteld in het autothrottle-systeem. Deze was gebaseerd op de Vthreshold (Vth) van 139 kts in plaats van de Final Approach Speed die Vth+5 (144 kts) behoorde te zijn.

Deze fout is aan de crew toe te wijzen maar is ook inherent aan het slechte ontwerp van de Landing Data Card waar niet slechts de Vthreshold genoteerd had moeten worden, zoals nu het geval was, maar de Final Approach Speed als resultante van Vth + windcorrectie. Deze omissie in het ontwerp van de Landing Data Card is nooit opgemerkt door Martinair zelf maar ook niet door de ongevals-commissie en dus niet benoemd als factor bij het ongeval. Ook de speedbugs op de snelheidsmeters stonden ingesteld, zoals vereist in DC-10 AOM 3.3.5. 01, op Vth in plaats van Vth + wind correction.

Concluderend is duidelijk geworden dat het systeem waarbij op 2 plaatsen (Landing Data Card en de speedbugs) de Vth moet worden weergegeven dit kan leiden tot een verkeerde selectie van de Final Approach Speed, namelijk Vth in plaats van Vth+windcorrectie. Er is dan geen controlemechanisme meer voorhanden om zo'n fout te corrigeren.

26.De Trackanalyse

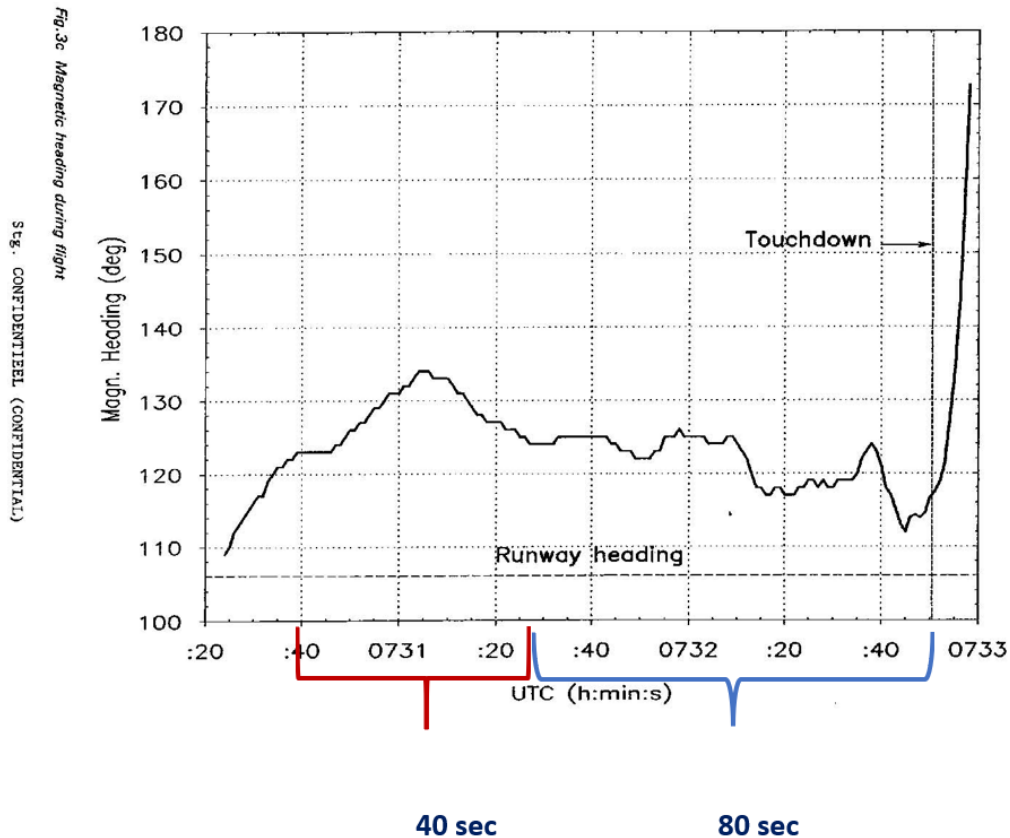
Om tot een uitspraak te kunnen komen over de gevolgde track van MP495 is gebruik gemaakt van de gegevens van de gecorrigeerde radarplot punten. Deze zijn in Google Maps geplot. De resulterende route heeft een paar onlogische plots die verstorend werken op de continuïteit van de lijn die de plotpunten met elkaar verbindt. Deze punten zijn grotendeels buitenbeschouwing gelaten. Het betreft hier plotfouten die hoogstwaarschijnlijk ontstaan zijn doordat het vliegtuig een bocht draaide. Het totaal aan plots en daarmee de route heeft hier echter nauwelijks hinder van ondervonden omdat de plotpunten na de bocht weer logisch zijn in positie en onderlinge afstand.

Voor de berekening van de gevolgde track vanaf het punt dat het vliegtuig, op de 269 radiaal van VFA VOR vliegend, aankomt op 8 nm is gebruik gemaakt van een bochtstraal berekening en de tijd dat op de heading 080 is doorgevlogen. Daarmee kon gebruik gemaakt worden van de heading grafiek die de NLR heeft toegevoegd aan haar rapportage.

Note:

Wat betreft de theorie over de mogelijke onnauwkeurigheid van de weergave van de gevolgde track door MP495 volgens de data van de luchtverkeersleidingsradar te Lissabon mag verwacht worden dat de herleiding van de track door NAV Portugal correct is gedaan. De gebruikte methodiek en de nauwkeurigheid van de weergave van de afgeleide, gecorrigeerde radarplot zijn in het ongevalsrapport niet onderbouwd maar daarmee is de mogelijke onjuistheid, zoals soms verondersteld wordt, ook niet meteen aangetoond.

NLR magnetic heading grafiek



Om te komen tot een nauwkeurige bepaling van de grondkoers (track) welke door de DC-10 is gevolgd kan deze ongeveer bepaald worden aan de hand van de gevlogen headings en de wind zoals deze benoemd is door de gezagvoerder die op 10 seconden voor de landing de wind afleest van de AINS display (190/20 kts). Op deze wijze herleidt AvioConsult een track van 117° op basis van een gemiddelde heading van 125° uit de NLR heading grafiek vanaf 80 seconden vóór touchdown. De track 117° is vervolgens gelijkgesteld aan de radiaal 117° van de VFA VOR. Op basis van de veronderstelde radiaal 117° meent AvioConsult grote navigatie onnauwkeurigheden door de Martinair bemanning aan te kunnen tonen.

Er zitten 2 onnauwkeurigheden in deze redenering.

1. Tussen de tijden 07.31.45 en 07.32.40 is de gemiddelde heading maar 123°.
2. De veronderstelde track 117° is een koers over de grond die overal gesitueerd kan zijn. De radiaal 117° van de VFA VOR is een lijn over de grond die maar op 1 plaats kan liggen. Er is niet aangetoond dat de track 117° en de radiaal 117° zich op dezelfde positie zouden bevinden.

Er zijn nog meer factoren die tegenspreken wat door AvioConsult beweerd. Dit zijn:

1. De foutief ingestelde CRS aan de kant van de F/O (114°).
2. De headings van meer dan 124° die gevlogen werden gedurende 40 seconden vóór het tijdsbestek van 80 seconden vóór het ongeval.
3. De heading 123° die aan het begin van de nadering door de gezagvoerder werd gesuggereerd was bedoeld om de radiaal 111° te volgen zodra het vliegtuig zich op die radiaal bevond. Deze heading selectie is gedurende de hele nadering op het glareshield panel blijven staan.

Daarom draait de F/O op ongeveer 85 seconden voor de landing de heading 123° weer in omdat hij op zijn HSI een bijna gecentreerde VOR-indicatie waarneemt.

Course, Ground Speed, & Wind Correction Angle

Heading :	123
True Air Speed :	140
Wind Direction :	190
Wind Speed :	30
Course :	111
Ground Speed :	131
Wind Correction Angle :	-12

Met een heading van 123° en een wind die gedurende de nadering, bij lagere hoogte, afneemt tot 190/20 kts wordt de track verruimd tot 115°.

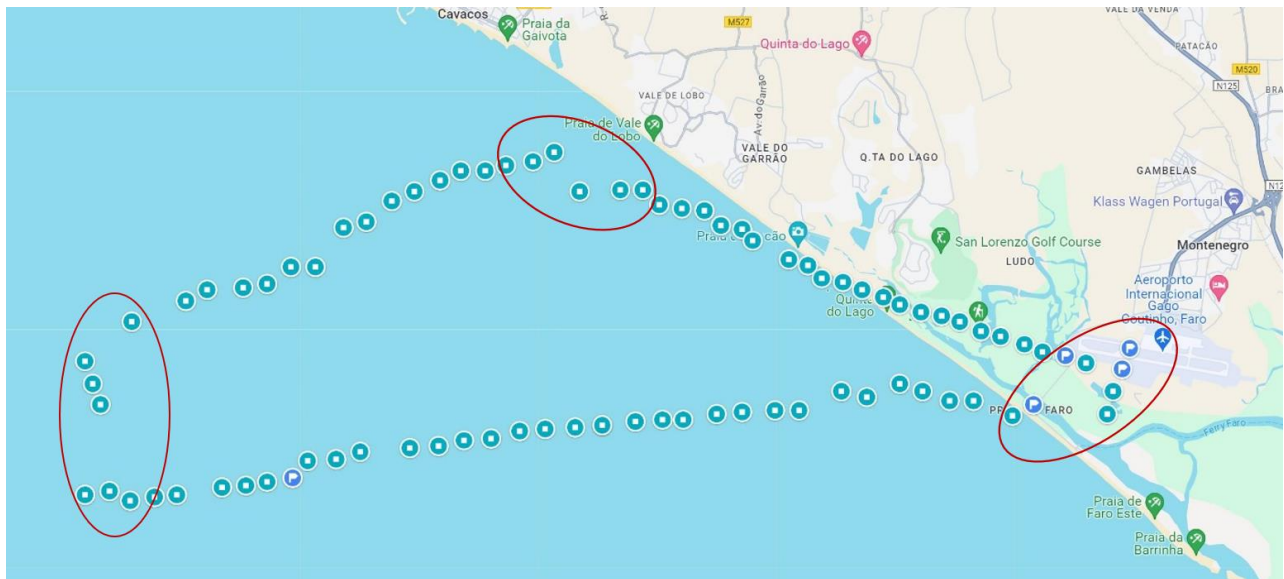
Course, Ground Speed, & Wind Correction Angle

Heading :	123
True Air Speed :	140
Wind Direction :	190
Wind Speed :	20
Course :	115
Ground Speed :	133
Wind Correction Angle :	-8

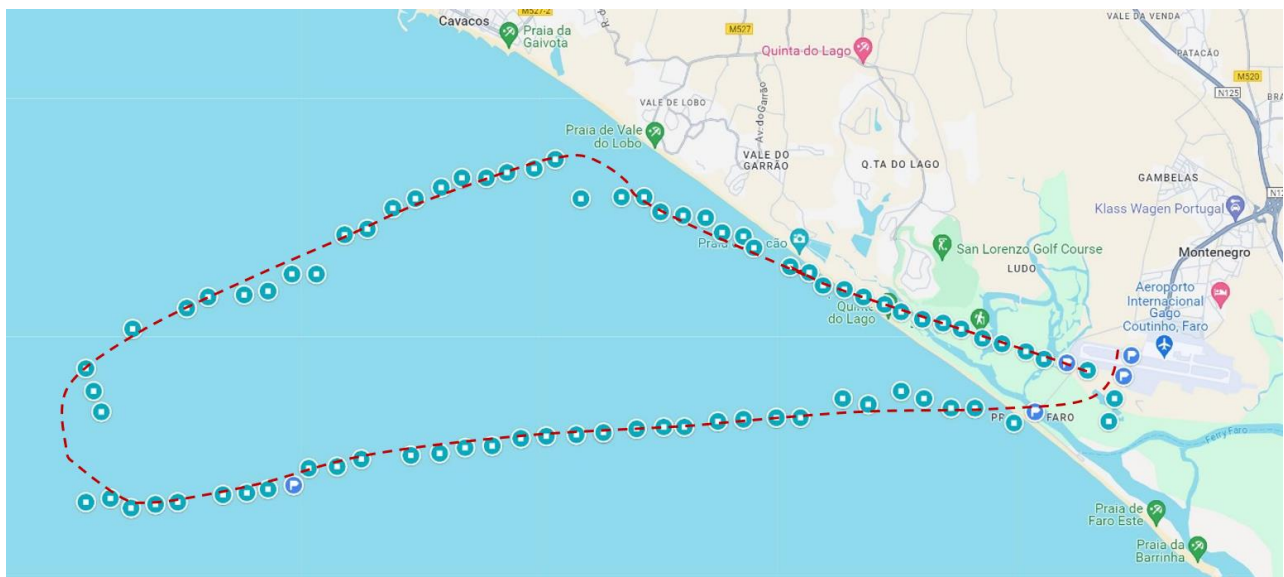
Bij een heading van 123° en een wind van 190/20 kts is de resulterende track 115° waarmee het vliegtuig dicht bij de ingestelde radiaal 114° blijft. Bovendien resulteert de track in een positie op final op het 1 NM DME punt van de eindnadering, op een hoogte van 200 ft en een werkelijke afstand van 0,5 nm ten opzichte van de baandrempel (displaced threshold).

De track van MP 495 die herleid is komt, vanaf 3 nm final tot een punt waarop 200 ft hoogte werd bereikt, ook het meest in de buurt van de gecorrigeerde radarplot uit het RVO.

De radarplot



Uit het RvO zijn alle gecorrigeerde positie data overgenomen en in Google Maps geplot. De correcties zijn berekend door Nav Portugal. Er zijn 3 opvallende gebieden bij deze weergave van de radarplots. Hier komen de radarplots niet goed overeen met de verwachte positie van het vliegtuig. De oorzaak ligt zeer waarschijnlijk in het feit dat het vliegtuig in dat tijdsbestek bij iedere van de 3 gebieden een bocht aan het maken is. De track zoals getekend in de afbeelding van de berekende track en de radartrack is in deze gebieden gebaseerd op een schatting. Op de eindnadering is die schatting in lijn met de berekende track gebaseerd op de NLR heading gegevens.



Het eindresultaat van de radarplots geeft een redelijk nauwkeurig beeld van de gevolgde route van MP495.

Methodiek van de actuele grondkoers analyse

Weerscondities zoals opgegeven:

Runway 11

Wind 150/18 Vis 2500 mtrs TS 3/8 at 500ft 7/8 at 2300 ft 1/8 CB at 2500 ft Temperature 16 QNH 1013
Transition Level 70

Indicated Airspeed = 161 kts

Afgeleide True Airspeed = 166 kts

Initiële Naderingshoogte 2000 ft

Observaties

Radar overlay is niet gemaakt op basis van een approach radar plot maar op die van een lange afstandsradar (op meer dan 100 nm van Faro). De betrouwbaarheid is mogelijk minder door het verschijnsel radar horizon, de lagere omloopsnelheid en daarmee de aantallen plotposities van de radarantenne en de onbekende foutmarge van het radarsysteem zelf. Het accuraat bepalen van de track van het vliegtuig in de approach is dus lastiger. Toch vertoont de berekende track grote overeenkomsten met de radarplot. Daarmee zijn zowel de afgeleide track als de radarplot indirect bewijs voor de correctheid van beide tekeningen. Wel kan er duidelijker gemaakt worden waarom de crew in het eerste gedeelte van de nadering veel meer werkdruk had waarbij men tegelijkertijd het vliegtuig in het laterale vlak correct moest oplijnen, het vliegtuig in landingsconfiguratie brengen, de daling inzetten en de landing checklist moest lezen. Het is niet verbazingwekkend dat als gevolg hiervan er procedurele fouten gemaakt worden en de crew coordination te wensen overlaat. Dit laat onverlet de 2 grote fouten die er gemaakt zijn namelijk de verkeerd ingestelde approach radiaal 114° en de late configuratieverandering zoals dit bij een ILS gedaan wordt. Voor de Faro VOR approach had de final configuratie ingesteld moeten worden in de bocht naar naderingsradiaal 111°. Normaliter is men gewend dat dit op een grotere afstand op final gebeurt maar dat was hier niet opportuun door het ontwerp van de nadering. Het ontwerp van de procedure heeft daarmee bijgedragen aan de instabiliteit van de nadering.

Afgeleide Track van MP 495

Het vliegtuig van Category D moet dus de outbound radiaal 269° volgen van VFA VOR en op 8 DME indraaien voor de eindnaderingskoers van de VFA VOR 111°.

Aannames:

1. Op 8 nm DME bereikt het vliegtuig de radiaal 269° van de VFA VOR en kruist track 269° van de radarplot.
2. De windwaarde zoals deze door de gezagvoerder in het begin van de nadering als 190/30 wordt afgelezen is constant op 2000 ft.
3. De gevraagde heading moet op 8 nm dan 259° zijn. Volgens de AvioConsult informatie bedroeg de heading 252° op dit punt. De benodigde hoekverdraaiing van 252° naar 080° is 188°. Tijd over 180° bij TAS 166 kts = 59 seconden Over de resterend 8° is dit ongeveer 3 seconden. Totale tijd 62 seconden.

Vanaf dit punt moet dan de groundtrack berekend worden op basis van:

- De rollrate van de DC10 op autopilot om een bankangle van 25° te bereiken en de verplaatsing over de grond die hiermee gepaard gaat.
- De heading die het vliegtuig heeft op het moment dat 25° bank wordt bereikt
- De verplaatsing over de grond vanaf deze heading tot het punt dat het vliegtuig uit begint te rollen om op een heading 080° te komen.
- De verplaatsing over de grond vanaf bank 25° tot bank 0°
- Wind constant 190/30 kts en TAS constant 166 kts
- Lengte van de groundtrack en de benodigde tijd om dit traject af te leggen

Resultaten tot dusver

Meest waarschijnlijke wind 190/30. IAS 161 , TAS 166

Bocht met 25° bank vanaf heading 252° tot heading 080° (intercept-heading voor de approach) Dit is een bocht van bijna 180°. Deze bocht begint volgens de CVR om 07.28:04 UTC.

Roll in en roll out tijden en de daarmee samenhangende verplaatsing van de DC10 op autopilot zijn onbekend en dus niet meegenomen in de berekening.

Als de windsterkte wordt opgeteld bij de TAS komt hier een maximale bocht diameter uitgaande van een omnidirectionele wind. De actuele track zal tussen de minimale en maximale waarden in liggen.

Zero wind:

TAS 165+30 = 195 kts

Bochtstraal toename onder actuele wind:

0,5 nm – tijd 62 sec

$\sin 252-190 \times (62 \times 30 : 3600 = 0,5)$

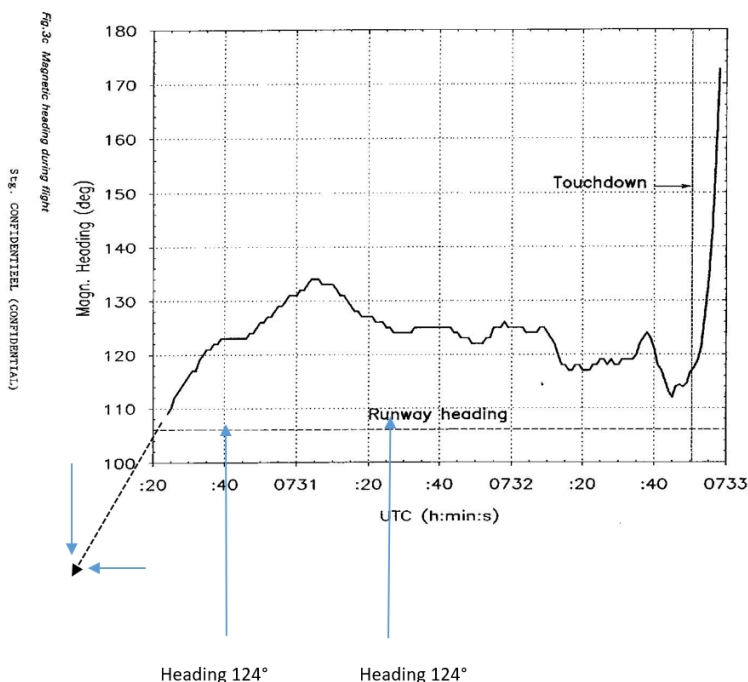
bochtdiameter is 1,7 nm – tijd 59 seconden

bochtdiameter 2,4 nm – tijd 69 sec

Aanname: tijd benodigd zal in de buurt komen van **62 seconden om heading 080° te bereiken**

Turn Performance Calculator			
Required Data Entry			
Aircraft Speed Entering Turn	191.066	MPH	166 KTS
Aircraft Rated Stall Speed	143.875	MPH	125 KTS
Turn Bank Angle	25	°	
Turn Radius	5256.8	Feet	
Turn Diameter	10513.6	Feet	
Turn Diameter	1.7	NMiles	
Turn Diameter	2.0	Miles	
G Load	1.1	Gs	
Increase In Stall Speed	1.1	Factor	
Increased Stall Speed	131	KTS	
Increased Stall Speed	151	MPH	
360° Turn Time	117.6	Seconds	
360° Turn Time	2.0	Minutes	
180° Turn Time	58.8	Seconds	
180° Turn Time	1.0	Minutes	

Turn Performance Calculator			
Required Data Entry			
Aircraft Speed Entering Turn	224.445	MPH 195	KTS
Aircraft Rated Stall Speed	1	MPH	KTS
Turn Bank Angle	25	°	
Calculated Results			
Turn Radius	7254.0	Feet	
Turn Diameter	14508.0	Feet	
Turn Diameter	2.4	NMiles	
Turn Diameter	2.7	Miles	
G Load	1.1	Gs	
Increase In Stall Speed	1.1	Factor	
Increased Stall Speed	0	KTS	
Increased Stall Speed	1	MPH	
360° Turn Time	138.1	Seconds	
360° Turn Time	2.3	Minutes	
180° Turn Time	69.1	Seconds	
180° Turn Time	1.2	Minutes	
90° Turn Time	34.5	Seconds	
90° Turn Time	0.6	Minutes	



Touchdown	07.32:50
Vaste heading 124° :	07.31:25
Piekheading 135° :	07.31:05
Heading 124° bereikt om:	07.30:40
Afgeleide heading 104° om:	07.30:20
Hoekverplaatsing bocht 1°/sec	
Heading roll van ~~intercept~~ heading 080° naar 104° om:	07.29:56
Tijd 1e heading 124° tot touchdown:	
07.32:50 – 07.30:40 = 130 sec	
GS 130 kts = $130 \times \frac{130}{3600} =$	4,7 nm
Tijd 2e Heading 124° tot touchdown:	
07.31:25 – 07.32.50 = 85 sec	
GS 130 KTS = $85 \times \frac{130}{3600} =$	3 nm

Ge-extrapolerde heading en bijbehorende tijd uit NLR heading grafiek:

Om 07.30.40: hdg 124

Om 07.30.20: hdg 104 dus 20 graden in 20 seconden

Terugherleid naar 080 hdg = 24 graden = 24 sec dus heading was nog 080 om 07.29.56

De heading 080 werd bereikt na de initiële bocht vanaf de radiaal 269 vanaf 07.28.04 gedurende 62 seconden = 07.29.06 UTC

Tijdsverschil is 50 seconden gedurende welke de heading 080 constant was.

Vanaf 07Bij een aldaar geldende track 071° en een Groundspeed van 179 kts is de afgelegde afstand 2,5 nm

Zero wind diameter van een 180° bocht bij een True Airspeed van 166 kts is 1,7 NM. Als de wind direct bij de TAS wordt opgeteld dan kunnen we de maximale uitwijk berekenen. Bij een TAS van $166 + 30 = 195$ kts heeft de bochtstraal een diameter van 2,4 NM.

Conclusie is dat de bochtdiameter bij een constante wind van 190/30 tussen 1,7 nm en 2,4 nm moet zijn geweest maar het meest in de buurt van 2,4 nm met een bijbehorende tijd van 62 seconden om de bocht naar een heading van 080° te voltooien. De vorm van de groundtrack is echter niet cirkelvormig maar heeft een spiraalachtige vorm onder invloed van de wind. Dit beeld is conform de illustratie van de radarplot. De uitwijking ten opzichte van de zero wind track is ongeveer 0,5 nm.

Tijd over actuele track = 62 seconden vanaf 07.28:04. Dus aankomst op heading 080° voor de interceptie van de approach gebeurt om 07.29:06 UTC.

De track van MP 495 is herleid op basis van de grondsnelheid, headings en tijd. Deze komen voort uit de Cockpit Voice Recorder gegevens in combinatie met de headings en afgeleide headings uit het NLR-rapport. Omdat de NLR-rapportages als basis gebruikt zijn is het niet relevant of deze de juiste UTC tijd weergeven want het gaat hier om tijdsverloop tussen punten om afstanden en posities te bepalen.

Het eerste ijkpunt is gebaseerd op de vrijwel constante heading die het vliegtuig vliegt op 85 seconden voor touchdown. Op basis van Groundspeed kan dit voor eerste punt de afstand tot de VOR bepaald worden. Dit punt ligt op 3 NM vanaf de VOR. In de tekening is naast de Approach radiaal 111° van de VOR-procedure voor baan 11 ook de radiaal 114° opgenomen. Deze radiaal is relevant omdat deze radiaal was ingesteld op de Course selector van de F/O die de approach vloog. Omdat dit de enige

navigatie mogelijkheid was in het laterale vlak wordt hierbij verondersteld dat de F/O deze (abusievelijk) ingestelde radiaal zoveel mogelijk heeft getracht te volgen. Het zal echter nooit meer exact te bepalen zijn wat de afwijking t.o.v. de vereiste approachradiaal precies geweest is. De tekening geeft de best mogelijke inschatting weer, waarbij de afgeleide track ook een grote mate van overeenkomst kent met de radarplot die in het ongevalsrapport is opgenomen.

Alle andere punten zijn op dezelfde manier als het 3 NM punt teruggerekend naar een afstand. Op basis van de headings die het vliegtuig vloog vóór het bereiken van het 3 NM punt is de gehele bocht bepaald die het vliegtuig vloog om de ingestelde radiaal 114° te intercepten. Voor het bereiken van dit punt vloog het vliegtuig een initiële intercept heading van 080° die zich vertaalde in een groundtrack 071°. Uit de berekeningen blijkt verder dat de heading 080° naar schatting werd bereikt na 62 seconden vanaf het punt dat het vliegtuig naar rechts draaide op 8 NM op de radiaal 269°. Vervolgens blijkt dat 22 seconden (0,9 NM) later al het punt D(escent) nadert waarop de initiële approach hoogte van 2000 ft moest worden verlaten. Omdat de crew laat was met het configureren van het vliegtuig naar de landingsconfiguratie moesten er meerdere dingen tegelijkertijd gebeuren. Het initiëren van de daling, het selecteren van gear en flaps, het reduceren van de snelheid hebben er waarschijnlijk toe bijgedragen dat het oplijnen met de, ook nog verkeerd ingestelde, radiaal te laat plaats vond. Dit leidde tot een significante laterale afwijking van de approach radiaal. Het is duidelijk geworden aan de Cockpit Voice Recorder opname dat de crew vanaf dit punt duidelijk achter de feiten aan loopt. Dit vertaalt zich in fouten in crew coördinatie, missed calls en procedurele vergissingen. De verkeerde approach snelheid is hiervoor een indicatie (139 kts i.p.v. 144 kts – zie cockpit opname) Dat de crew deze fout kon maken bewijst dat de methode van slechts de Vth op een landing data card schrijven in plaats van Vth plus Wind Correction Factor kon leiden tot een fout en deze crew heeft die, onder de heersende werkdruk, dan ook gemaakt.

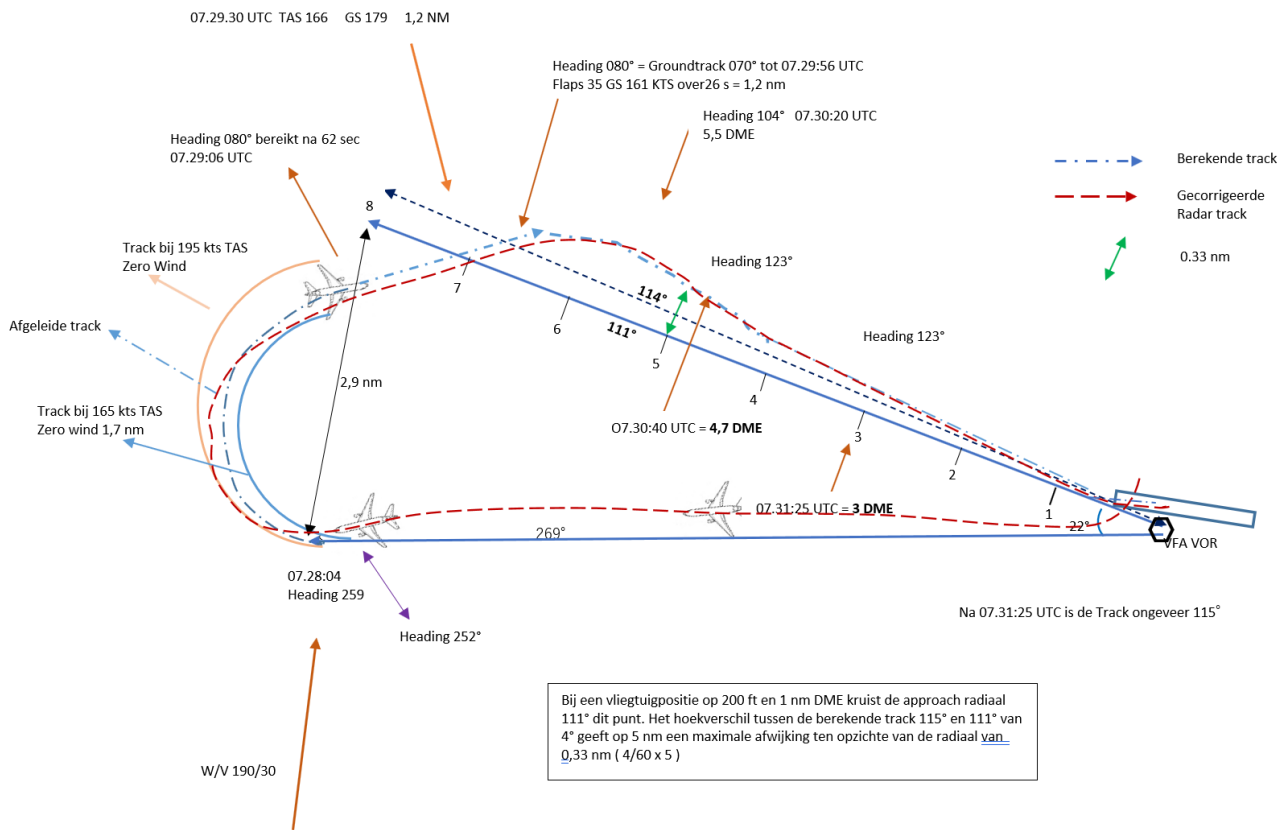
Wel opvallend is hoe krap deze VOR-approach qua ontwerp gepland is. Er is geen ruimte gemaakt voor een redelijke afstand op final waarbij eerst de tracking van de radiaal 111° gerealiseerd kan worden. Dit geeft dan tijd om vervolgens de daling goed geconfigureerd en op tijd in te zetten. Bij deze nadering kwam alles te snel op elkaar hetgeen als factor bij het ongeval kan worden beschouwd. Het ontwerp van de VOR-approach zelf is nooit besproken in het ongevalsrapport. Zelfs de huidige versie van de VOR-approach te Faro uit 2019 is slechts gedeeltelijk verbeterd.



Cockpit MP 495: Naast de verkeerde naderingssnelheid van 139 kts is ook de instelling van de VFA VOR met frequentie 112.8 zichtbaar en de radiaal 111° aan de zijde van de gezagvoerder en 114° bij de F/O.

Radartrack en berekende track gecombineerd

Gecombineerde berekende track en gecorrigeerde radar track



<https://e6bx.com/e6b>

Effecten van turbulentie of stuurinputs op het verticale vliegpad.

De vraag of turbulentie danwel stuurinputs van het hoogteroer door de F/O de verklaring vormen voor de grilligheid van de hoogteroer stuurstand grafiek is relevant. In de AvioConsult analyse wordt deze bekeken vanaf 80 seconden vóór touchdown. Eerdere tijdstippen die ook een relevantie hebben zijn daarbij buiten beschouwing gelaten.

Turbulentie

De mate waarin turbulentie wordt uitgedrukt is niet strak omlijnd. Soms worden G waarden gebruikt, een andere keer omschrijvingen. Van beide zijn de volgende voorbeelden beschikbaar die beide aan ICAO zijn toegeschreven:

a.

Absolute Load Factor Centered around 1g		
Level		Explanation
Very Low	Below ± 0.05	Light oscillations
Low	± 0.05 to ± 0.20	Choppy; slight, rapid, rhythmic bumps or cobble-stoning
Moderate	± 0.20 to ± 0.50	Strong intermittent jolts
Severe	± 0.50 to ± 1.50	Aircraft handling made difficult
Very Severe	Above ± 1.50	Increasing handling difficulty, possible structural damage

b. "Moderate: There may be moderate changes in aircraft attitude and/or height but the aircraft remains in control at all times. Air speed variations are usually small. Changes in accelerometer readings of 0.5-1.0g at the aircraft's centre of gravity. Occupants feel strain against seat belts. There is difficulty in walking. Loose objects move about."

Hieruit blijkt ook dat de G waarden niet exact gedefinieerd zijn. Omdat de ICAO-website het meest up to date lijkt te zijn is de definitie onder a., welke op de website gepubliceerd is, als standaard binnen dit document genomen. Omdat de variaties in snelheid minder dan 10 kts varieerden, de attitude veranderingen beperkt waren en de G waarden minder dan 0,5 G waren zou de turbulentie tijdens de nadering als licht beoordeeld moeten worden.

Bij de overgang van CMD naar CWS gaf de aanwezige turbulentie aanleiding tot overcorrectie in pitch en roll. Dat verklaart de grotere uitslagen van de flight controls die op de betreffende rol en pitch grafieken vanaf dat punt zichtbaar zijn.

Volgens het DC-10 AOM is het mogelijk om de autopilot in zowel CMD als CWS mode te overpoweren. Daarbij kent het systeem wel limits in Roll en Pitch. Ook is er een rate limiter in Roll waarbij een excessieve roll rate tot een autopilot disconnect leidt zoals 6 seconden vóór touchdown ook gebeurde. In CMD-mode kun de autopilot de sturbewegingen die de F/O blijkbaar onbewust maakte wel aan maar in CWS-mode leidde dit tot overcorrecties in stuurkracht en daarmee tot Pilot Induced Oscillations.

De omgang met het CWS-systeem op zich is inderdaad een probleem gebleken zoals de NTSB ook benoemde. Ook de crosswind landingstechniek op zich, laat staan vanuit een niet-opgelijnde positie duiden op gebrek aan ervaring, onvoldoende training of basics in vliegkwaliteiten. Het is op dit punt dat het betreffende Human Factors aspect gedegen onderzocht had moeten worden.

Tijdens een Non-Precision Approach kan het gebeuren dat het gepubliceerde glijpad niet exact gevolgd kan worden zoals dit bij een Precision Approach (ILS) wel kan. Het enigszins onder het glijpad zakken is dan niet verontrustend maar het is niet een standaardprocedure en moet zo snel mogelijk weer gecorrigeerd worden. Het streven is om vanaf het begin van de nadering de constante daalhoek van de gepubliceerde approach te verkrijgen en vast te houden. Daarmee wordt de transitie naar de PAPI om het glijpad te volgen beneden MDA vergemakkelijkt. De glijpad correctie kan dus zijn omdat men iets te hoog uitkomt of iets te laag. Het volgen van de PAPI, zodra deze zichtbaar wordt, helpt daarbij aanzienlijk.

Echter het waarnemen van de aanloopverlichting, de baanverlichting of de baan zelf is vereist om het besluit te nemen dat je kunt landen. De PAPI is een hulpmiddel voor het volgen van het gewenste glijpad maar geen middel of vereiste om de beslissing tot het doorzetten van de landing te kunnen nemen. In dit geval was het zien van de baanverlichting of de baan zelf dus vereist (wegens het ontbreken van de aanloopverlichting). De PAPI werd waargenomen vanaf 52 seconden vóór de landing. De neus werd omhoog gebracht gedurende 12 s met de opmerking door de F/O "PAPI hè" om aan te geven dat hij de PAPI-indicatie wilde gaan volgen. Het is dus maar de vraag of de opmerking, gemaakt in de NLR-rapportage, dat het afvlakken van het glijpad een indicatie was van de heersende weersomstandigheden in de vorm van een updraft, eigenlijk wel correct was. Daar lijkt het in ieder geval niet op. Bij het opnieuw bereiken van het gewenste glijpad op basis van de PAPI-indicaties is de verandering in pitch om dat glijpad weer te volgen (neus naar beneden) vrij abrupt en grof.

Resumerend

1. De crew heeft niet onderkend dat er, door de specifieke hoogtes van de VOR-approach er 2 crew coordination calls door elkaar konden lopen. De “500 ft” call, die immers geen precision call was, had op een grotere hoogte gegeven moeten worden zodat er geen conflict zou ontstaan met de “Approaching Minimums” en “Minimums” call van de naderingsprocedure. Omdat de F/E aangaf “you missed the 500” wat hoorde bij de awareness en incapacitation check reageerden de Captain en F/O daarop met de bevestiging “cleared”. De belangrijke calls horend bij de instrument procedure (“Approaching Minimums”, “Minimums” en “Landing” werden daardoor vergeten)
2. De Flight Engineer (FE) vergat de call “Fifty” hetgeen verklaarbaar is omdat op dat punt het hem duidelijk geworden moet zijn dat een veilige landing ernstig werd bedreigd als gevolg van de laterale afwijking van de runway centerline. Onbekend is of de F/E hierover een verklaring heeft afgelegd.
3. De approach werd niet gevlogen conform de crew coordination procedures.
4. De approach werd niet gevlogen volgens de gepubliceerde VOR-procedure als gevolg van de verkeerde instelling van de approach radiaal.
5. Op 500 ft voldeed men niet aan de eisen in 3.4.4.06 van de BIM van “basic stability of speed and thrust”. Een doorstart had gemaakt moeten worden op basis van approach stability criteria. Het niet strak omschrijven van de toleranties in pitch en/of speed in de Martinair manuals hebben er mogelijk toe bijgedragen dat er geen go-around werd ingezet.
6. Aan de hand van de trackberekening van 115° lijkt het waarschijnlijk dat de F/O het vliegtuig redelijk dicht bij de aan zijn zijde ingestelde radiaal 114° heeft gebracht. De afwijking ten opzichte van de gewenste radiaal 111° bleef zeer waarschijnlijk binnen 5°. Volgens de visie van Gillespie in zijn verklaring over de toegestane afwijking van een approach radiaal is dit binnen limieten voor een non-precision approach. Als overwogen wordt dat 5° een afwijking van 1 dot op de HSI is zou dit een plausibele en observeerbare grens vormen.
7. Dat de limiet voor afwijking van een radiaal op een VOR-approach 5° is lijkt mogelijk maar er is geen limiet benoemd in de Martinair manuals.
8. Het lijkt waarschijnlijk dat gepoogd werd de (foutief ingestelde) radiaal 114° te volgen met een initiële intercept heading van 134° die weer werd gereduceerd tot heading 123° bij het bereiken van de radiaal 114°. Die heading werd vanaf 80 seconden vóór de landing ingezet hetgeen ongeveer een **track 115°** genereerde en niet een track 117° zoals die uit de track-analyse van AvioConsult naar voren komt.
9. AvioConsult:
“Volgens AOM 2.15.4 - 06 kan er een fout tot 5 kt in de berekening van de crosswindcomponent zijn als gevolg van het slippen tijdens het oplijnen. De sliphoek was op dat moment nog klein zodat de fout in de aanwijzing kleiner dan 2 kt moet zijn geweest.”

Het AOM DC-10 spreekt van een display error van het AINS die 5 kts kan zijn en verergert bij slip condities en niet, zoals hier gezegd wordt, dat de maximale fout 5 kts is. Op de B767 deed deze fout zich ook voor en was conform het NLR-rapport. De resulterende (onjuiste) wind waarde was bij de B767 in tegenstelling tot de DC-10 direct af te lezen op de Navigation Display. Bovendien zal bij een veranderende wind het vliegtuig tijdelijk een sliphoek krijgen hetgeen een fout introduceert in de AreaNav wind display. Daarom is de Note toegevoegd in het AOM DC-10 dat bij de beoordeling van de maximale dwarswindcomponenten deze gebaseerd moet zijn op de door de Verkeerstoren opgegeven wind.

AOM DC-10 2.15.4

06 ACCURACY OF AMBIENT WIND CALCULATIONS

Wind is calculated as the difference between the TAS and the GS vector. Accuracy of these vectors is dependent upon the accuracy of TAS, GS, True Heading and True Track.

- The combined position and computer error for the TAS during the approach varies between -2 and +6 kt.
- True Heading is comparatively accurate.
- GS and True Track may show an error (refer to AOM 2.15.4-05).

If RNAV derived winds are utilized for landing, it should be realized that:

- Wind direction shown is in degrees True.
- The tailwind component may be up to 10 kt in error.
- The crosswind component may be up to 5 kt in error and is strongly influenced by slide-slip manoeuvres, such as de-crabbing.

NOTE: Calculations of maximum allowable wind components for landing should be based upon the Tower reported surface wind.

NLR-rapport :

The AreaNav's displaying less than the actual crosswind component is directly related to the sideslip angle during the flight. Considerably large sideslip angles occurred. These are not taken into account by algorithms used on-board to calculate the wind vector. This generally results in an error in the calculation of the crosswind component. At an airspeed of 140 kts each 5 degrees sideslip angle equates to 14 kts under-estimation of the crosswind component.

De conclusie is dat in normal operation de wind display een fout van 5 kts kan hebben in de berekende crosswind component. Deze kan toenemen tot 14 kts bij 5° graden slip dus ruwweg 3 kts per ° sliphoek. Zelfs als de sliphoek maar 2° is kan de wind display error dus 5 kts + 6 kts = 11 kts zijn. Dit is belangrijk omdat er altijd wel sprake is van enige sliphoek. Het bestaan van dit fenomeen is door meerdere bronnen van de Faculteit Lucht en Ruimtevaart van de Technische Universiteit Delft bevestigd. De AvioConsult rapportage heeft de opvatting dat in de NLR-rapportage de begrippen sliphoek en opstuurhoek door elkaar gehaald zijn. Deze mening van AvioConsult lijkt echter niet correct te zijn. Er blijft wel onduidelijkheid of de grootte van de fout in de windaanwijzing van het AINS- systeem als gevolg van een sliphoek, zoals door het NLR opgegeven, correct is. Dit laatste punt behoeft dan ook onderzoek.

Belangrijk is eveneens, zoals in het NLR-rapport ook wordt aangegeven, op welk punt de gezagvoerder de wind van het AINS weergeeft. Gebeurt dit voordat de F/O de rudderinput geeft voor het oplijnen dan is de wind display redelijk correct omdat er dan slechts sprake kan zijn van

een minimale sliphoek en merendeels een opstuurhoek. Gebeurt het erna dan is de wind readout zeker niet betrouwbaar. De gezagvoerder noemt de wind display op 10 seconden vóór touchdown. De F/O gaf zijn rudderinput om de decrabmanoeuvre te beginnen op 13 seconden vóór touchdown. Het is dus in theorie mogelijk dat de gezagvoerder de wind eerder dan 13 seconden voor touchdown aflas en dit pas op 10 seconden voor touchdown benoemde. Dan zou de actuele wind dus 190/20 kts benaderen met nog een mogelijke foutmarge van 5 kts in de crosswind component. Bovendien is de wind 190/20 kts in lijn met de wind zoals deze door de gezagvoerder aan het begin van de nadering rond 5 nm van het vliegveld op een corresponderende hoogte van 1500 ft werd afgelezen (190/30 kts)

Zoals reeds gesteld lijkt op het eerste gezicht de theoretische heading en daaruit afgeleide **track** berekening van AvioConsult correct. Echter het beginpunt van de herleiding van track 117° is de aanname dat een constante heading werd gevlogen van 125°. Dit strookt niet met de ingestelde Heading 123° op het Glareshield Panel en ook niet de met de referentie Heading die de gezagvoerder aan het begin van de nadering aan de F/O heeft gesuggereerd. Bovendien is het zeer onwaarschijnlijk dat de **groundtrack 117°** uit de AvioConsult analyse overeenkomt met de **radiaal 117° van de VOR**.

Een track 115° vanaf 3 nm vóór de baan, gebaseerd op een heading van 123° bij een wind van 190/20 kts en een gemiddelde snelheid van 144 kts, ligt ook veel meer in de buurt van de (foutief ingestelde) radiaal 114° op de VOR Course selector aan de kant van de F/O.

De positie op een hoogte van 200 ft ligt dan tegen de verlengde baan-as hetgeen conform de verklaring van de crew is.

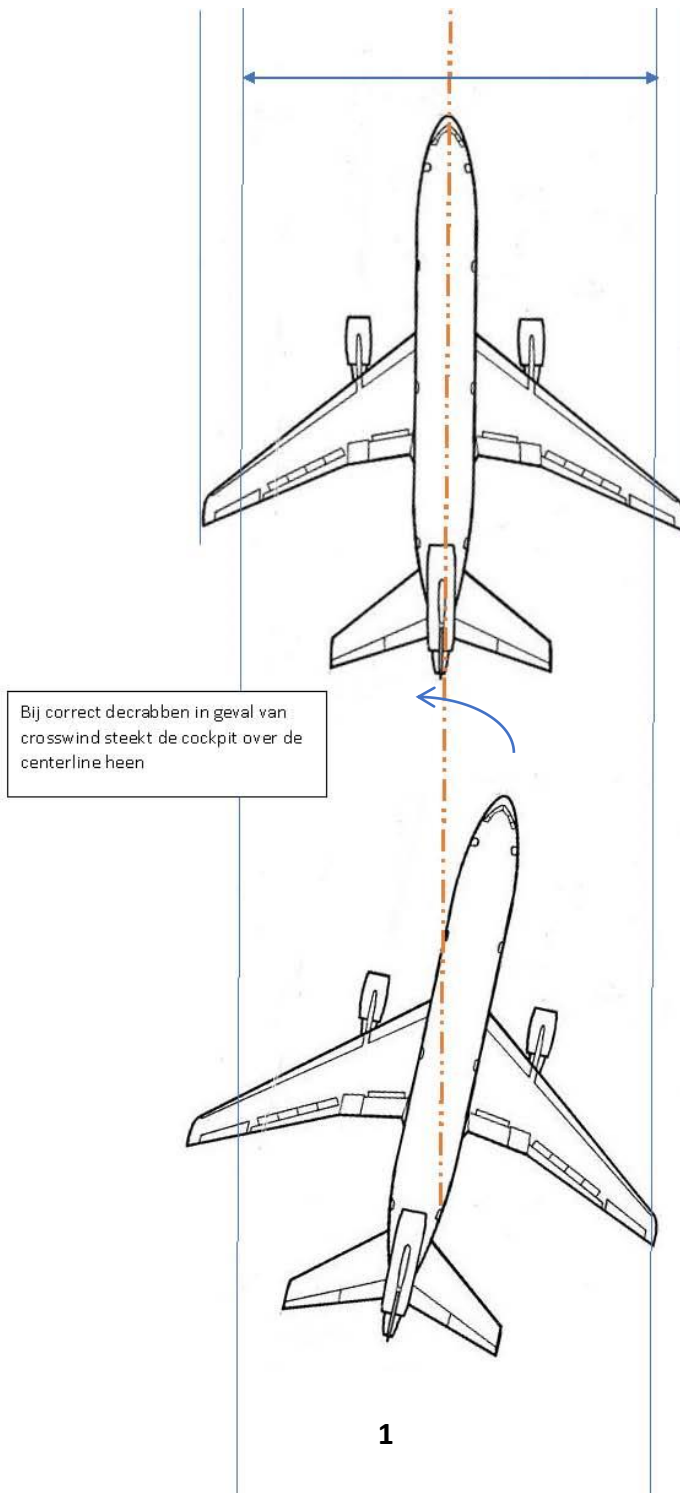
Note:

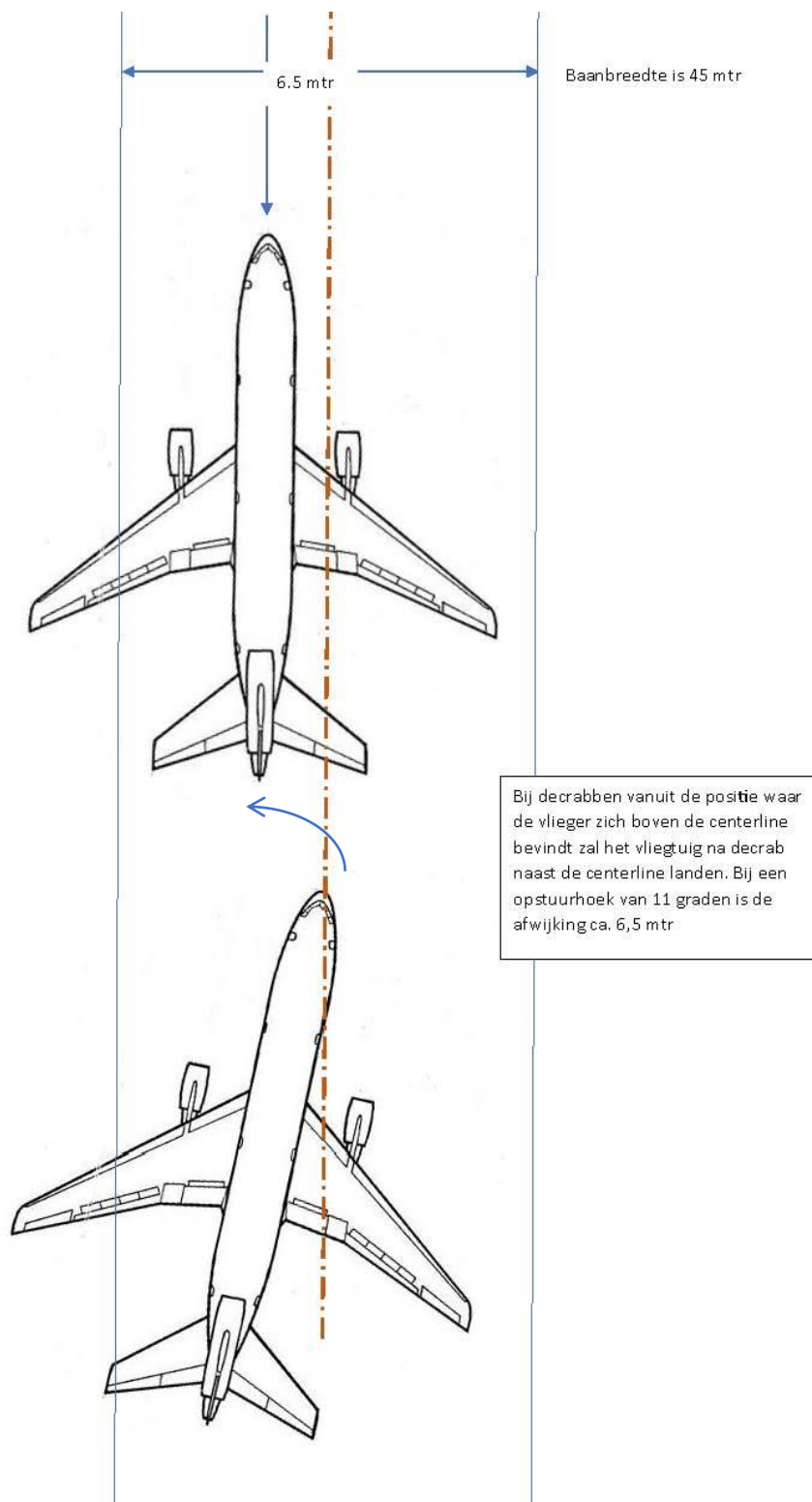
Vanwege de wisselende headings door o.a. het gebruik van rudder is de positie van de groundtrack 115° niet met 100 % zekerheid vast te stellen maar is getekend op basis van de best mogelijke representatie van de bekende data.

27. Effecten van visual illusions bij crosswind landing.

In onderstaande tekeningen wordt het effect van een visuele illusie zichtbaar wanneer de vlieger bij een dwarswind landing zijn plaats in de cockpit ondervindt als op het verlengde van de baan-as. Normaliter moet de cockpit over de centerline heen steken om tot een correcte touchdown positie te komen (fig 1)

Bij een correct uitgevoerde decrab-maneuvre draait het vliegtuig om de top-as die zich bevindt in het zwaartepunt.





2

In bovenstaande tekening (2) wordt het effect van een visuele illusie zichtbaar wanneer de vlieger bij een dwarswind landing zijn plaats in de cockpit ten opzichte van de baan-as neemt als referentie voor de decrab-maneuvre. Een identieke illusie kan zich voordoen tijdens de nadering op short final waarbij te vroeg of te veel rudder kan leiden tot een overmatige laterale verplaatsing ten opzichte van de baan-as. Het is mogelijk dat de F/O zo'n illusie heeft ondervonden temeer daar het optische hoekverschil bij het inzetten van de decrab-manoeuvere tussen de baan-as en de voorliggende heading 17° was.

28. Conclusie omtrent eindnadering en landing

Zoals duidelijk is geworden is het moeilijk om exact de gevlogen track van MP 495 te herleiden. De AvioConsult berekening van een track 117° die overeenkomt met radiaal 117° van de VFA VOR is echter niet waarschijnlijk.

Relevante factoren die een rol gespeeld hebben bij de nadering en de landing zijn:

- De door de gezagvoerder geselecteerde VOR Course van 114° op het Course select panel aan de zijde van de F/O zoals deze na het ongeval is aangetroffen.
- De heading op het Glareshield Panel van 123° zoals deze na het ongeval is aangetroffen.
- De heading 123° was in overeenstemming met de, door de gezagvoerder voorgestelde heading, die gevlogen moest worden als het vliegtuig zich op de approach radiaal 111° zou bevinden
- Met deze heading en de, met de hoogte afnemende windsterkte naar 190/20 kts, werd de gevolgde track ongeveer 115°.
- Het vliegtuig benaderde de baan-as bij het bereiken van een hoogte van 200 ft volgens de verklaring van de crew
- Het 200 ft punt en het 1 nm punt van de instrument nadering komen overeen.
- Visual illusions als gevolg van de verminderde zichtwaarde door regen, de semi-duisternis en het ontbreken van approachverlichting bij een heading die 17° groter is dan de baanrichting induceren een vroege en te grote heading correctie.
- De heading verandering werd gedaan door middel van rudder input en niet door een rolroer uitslag.
- Met inzetten van de rudder input komt de illusie naar voren dat het inzetten van de landings-manoeuvre is begonnen. De hierbij noodzakelijke rolroer uitslag, tegen het yaw-moment van het vliegtuig in, werd niet gegeven.
- De gashendels werden op dat moment ook teruggehaald naar idle.
- Het giermoment door het uitgeslagen richtingsroer veroorzaakte een helling naar links die 14° bereikte.
- De resulterende zijwaartse verplaatsing ten opzichte van de baan-as werd nog versterkt door de aantrekkende wind van rechts.
- Op 7 seconden voor de landing greep de Captain in met rolroer input om de vleugels weer terug te brengen naar 0° hellingshoek
- De mate van rolroer uitslag overschreed grenzen van de roll rate limiter met een autopilot disconnect tot gevolg.
- Aileron input resulteerde in een hellingshoek bij touchdown van 6° R
- De stuurinputs vanaf 6 s vóór de landing zijn grotendeels afkomstig van de Captain.
- Rudderinput om de drift naar rechts te beperken, aileron uitslag naar rechts, pitch-up naar 9°, en het naar voren schuiven van de throttles hebben geen wezenlijke verandering in de baan van het vliegtuig meer teweeggebracht.
- De daalsnelheid bij touchdown was tenminste 900 ft/min hetgeen, in combinatie met de roll naar rechts en de landing op 1 gear, de gear/wing failure in gang zet.

29. ALAR – Approach and Landing Accident Reduction

AvioConsult (5.6.8):

“Niet alleen het DC-10 AOM en de Martinair BIM, maar ook Approach and Landing Accident Reduction (ALAR) programma's van ICAO en Flight Safety Foundation (FSF) benadrukten het belang van het aanvliegen op de voorgeschreven radiaal al vele jaren voor het ongeval en doen dat vandaag de dag nog steeds, omdat "this increases the crew's overall situational awareness, and provides more time and attention for monitoring ATC communications, weather conditions and system operation, as well as more time for monitoring and backup by the pilot not-flying". "A stabilized approach also provides defined flight-parameter-deviation limits and minimum stabilization heights to support the decision to land or go-around" (quotes uit FSF ALAR Tool Kit, Briefing Note 7.1).”

Het belang van het aanvliegen op de voorgeschreven radiaal is evident. Iedere approach procedure (ILS of Non-Precision approach) vereist dat de correcte track zoals gepubliceerd wordt gevolgd. Waar het om gaat is dat de approach gestabiliseerd gevlogen wordt op de inbound course en in de vereiste configuratie alvorens het gepubliceerde verticale pad te gaan volgen. De Martinair crew heeft hieraan niet voldaan hetgeen een sterk verhoogde workload alsmede een verminderde crew coordination tot gevolg had. Ook de verminderde kwaliteit van monitoring van de approach door de gezagvoerder, mogelijk ook als gevolg van een lagere operationele ervaring als instructeur, heeft in combinatie met de besturingsproblemen van de F/O in het gebruik van CWS en Autothrottle ervoor gezorgd dat een ontstane kritische landingssituatie te laat werd onderkend.

Bijkomende factoren:

Het ontwerp van de VOR Approach RWY 11 heeft ook bijgedragen aan het ontstaan van de onstabieliteit van de nadering doordat het punt van interceptie van de naderingsradiaal en het punt D, waarop de daling moest worden aangevangen te dicht bij elkaar lagen.

Ook de stable approach criteria zoals omschreven in de Martinair manuals waren niet strak gedefinieerd in, bijvoorbeeld, toegestane pitch en/of snelheidsvariaties waardoor de sterke fluctuaties in vlucht-parameters toch niet tot een go-around hebben geleid.

Over de ALAR Toolkit waaruit AvioConsult enkele quotes geeft wordt op de website van de Flight Safety Foundation het volgende gemeld:

“The [Flight Safety Foundation](#) (FSF) Approach and Landing Accident Reduction (ALAR) toolkit is a collection of tools and awareness material designed to help reduce the frequency and severity of approach and landing accidents and incidents, including controlled flight into terrain (CFIT) accidents.

*The toolkit is the product of work which was carried out by the FSF international ALAR Task Force and **published in 1998**. The primary database supporting the conclusions was a set of 76 approach and landing accidents which occurred between 1984 and 1997.*

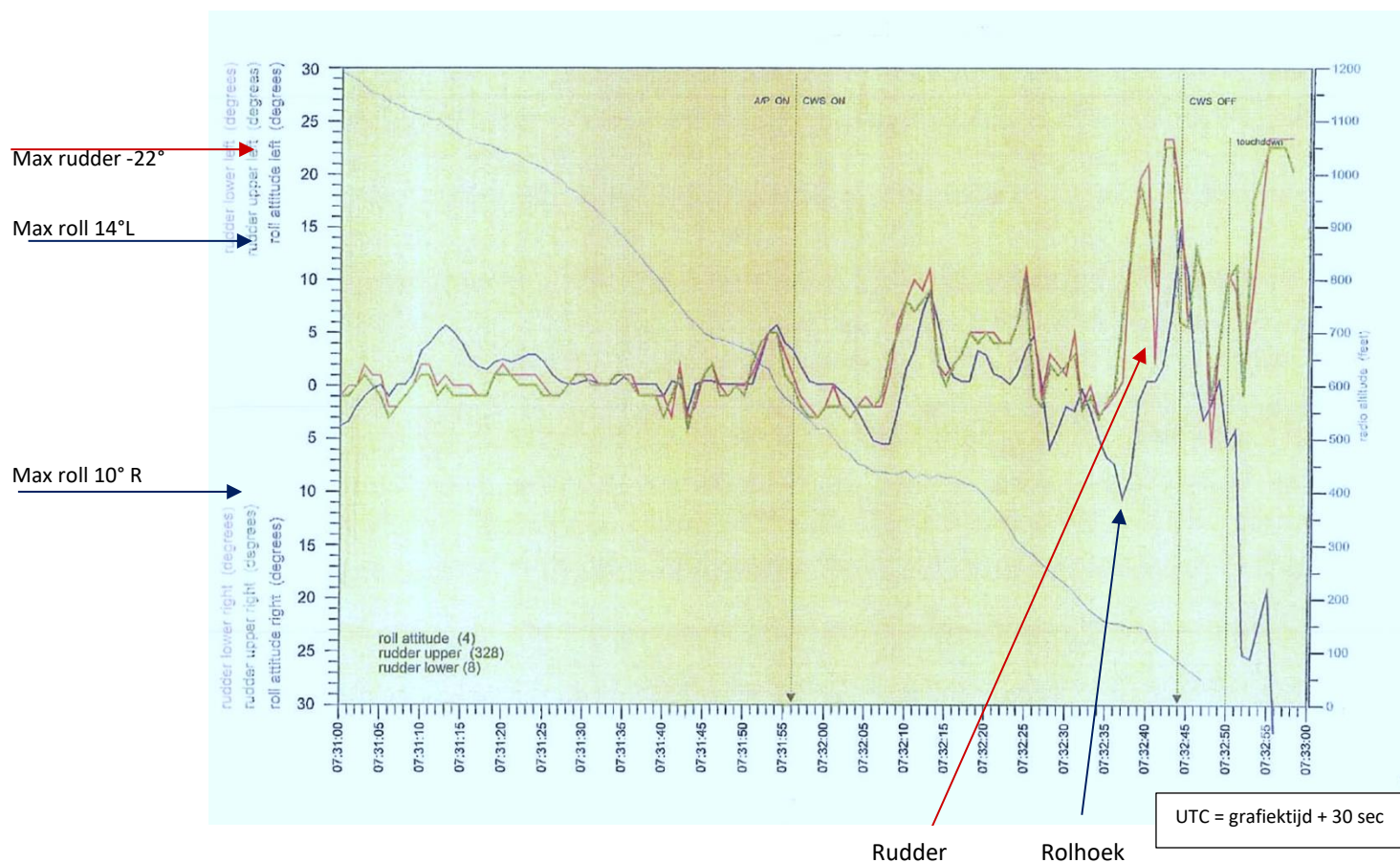
Tot aan 1998 was er wereldwijd nog niet veel aandacht voor de wijze waarop met behulp van hulpmiddelen en lesmateriaal een significante reductie in ongevallen kon worden bereikt. De publicatie van de ALAR Toolkit als onderzoeksresultaat in 1998 bracht hier verandering in maar dit was wel meer dan 5 jaar ná het Martinair ongeval in Faro.

30. Besturing gedurende approach en landing

Op 42 seconden geeft de F/O een rudderinput naar links tot een maximum van 30% rudderuitslag. De reden voor deze input is onduidelijk. Er is wel gesuggereerd dat dit duidde op een initiële poging om het vliegtuig meer in de richting van de extended centerline te brengen maar dat is niet zeker. Het vliegtuig is dan nog niet op de verlengde baan-as aangekomen en zal dat punt pas veel later bereiken bij het passeren van het 1 nm punt van de VOR-procedure. Die positie is op 0.5 nm van de baandrempel op een hoogte van 200 ft. Het lijkt waarschijnlijker dat op het moment dat de Autopilot van CMD naar CWS geschakeld wordt de F/O niet “in de loop” is met de bewegingen die het vliegtuig in de heersende turbulentie ondergaat. Een instinctieve reactie is het zelf gaan sturen om het vliegtuig onder controle te krijgen zonder dat er afgewacht wordt wat het vliegtuig in CWS precies aan het doen is. Om de vliegsituatie vanaf 42 seconden vóór de landing te verduidelijken moet ook het **rudder-roll coupling effect** verder toegelicht worden in combinatie met het fenomeen **crossover speed**.

Rudder-roll coupling

Bij het maken van een gecoördineerde bocht is het vereist dat zowel rudder als ailerons worden gebruikt. Het gebruik van rudder zonder een aileron uitslag naar dezelfde kant zal initieel leiden tot een draaiing om de top-as (yaw). Omdat de buitenste vleugel daarbij een hogere snelheid krijgt zal de vleugel aan die zijde meer lift genereren en opgetild worden. Dit leidt na korte tijd tot het ontstaan van een bocht naar de zijde van de richting van de draaiing. In het geval van MP495 is de, met enige vertraging, ontstane wijziging in de langshelling van 10° R naar 14° L goed waarneembaar. Na het geven van een rudder input in de tijdsperiode vanaf 42 seconden vóór de landing goed waarneembaar.



De mate van rudder input om grafiectijd 07:32:07 (= 07:32:37 UTC) blijft beperkt en kan daarmee goed met rolroer (aileron) input opgevangen en gecorrigeerd worden. Wel zorgt deze ongewenste rudder input voor een instabiele vliegsituatie met voortdurende en noodzakelijke roll correcties.

Cross-over speed

De mogelijkheid om een roll als neveneffect van een rudder input op te vangen wordt bepaald door de mate van rudder uitslag en de actuele vliegsnelheid. Hierbij komt dus ook een limiet in beeld, namelijk de “cross-over speed”.

Er zijn enkele definities hiervan voorhanden:

The airspeed at which the maximum roll control (full roll authority provided by control wheel input) can no longer counter the yaw/roll effects of a rudder deflected to its blowdown limit is referred to as the “crossover airspeed”

Crossover speed is a term that describes the lateral controllability of an airplane with the rudder at a fixed (up to maximum) deflection.

It is the minimum speed (weight and configuration dependent) in a 1-g flight, where maximum aileron/spoiler input (against the stops) is reached and the wings are still level or at an angle to maintain directional control. Any additional rudder input or decrease in speed will result in an unstoppable roll into the direction of the deflected rudder or in an inability to maintain desired heading.

De 2e definitie laat ook duidelijk zien dat aileron input is vereist om yaw induced roll tegen te gaan en wel zodanig dat bij grote richtingsroeruitslagen ook significant meer aileron input nodig is. Beperkte rolroer uitslag zorgt dan dat een bocht zich ontwikkelt waarvan de hellingshoek eerst langzaam maar dan steeds sneller toeneemt. Bij een te groot yaw moment zal de ontstane roll dus zelfs helemaal niet meer opgevangen kunnen worden. Bij de nadering van MP 495 zie je de toename van de rolhoek als de F/O gedurende de nadering een beperkte, maar ongewenste rudder input geeft, die met rolroer uitslagen nog kan worden opgevangen. Op ongeveer 13 seconden vóór de landing begint de rudder input naar 90%. De geringe mate van tegenstuur met ailerons maakt dat het vliegtuig in 8 seconden van 10° R naar 16° L rolt. De rollrate versnelt gedurende de laatste seconden van deze periode. Het zeer snel terugnemen van de rudder input in combinatie met een tegengestelde rolroer input door de gezagvoerder brengt rolhoek terug naar 6° R en de heading naar 117°. Het vliegtuig bevindt zich dan al ter hoogte van de baanrand waarbij door de hoge daalsnelheid en het lage motorvermogen op dat punt de crash onvermijdelijk wordt. De rolhoek van 6° R en mogelijk ook de getraverseerde landing (11° ten opzichte van de baan-as) bij touchdown dragen bij aan de resulterende RH gear/ wing failure.

Short final

De eindnadering op een vaste koers van 117° waarop de gehele analyse van AvioConsult berust is discutabel omdat deze afhankelijk is van de aanname van de gemiddelde heading (125°) en de wind van 190/20 kts. Er zijn 2 aanwijzingen die laten zien dat de gevlogen heading niet 125° was maar 123°. Dit zijn de cockpit foto zoals genomen na het ongeval en de heading die de gezagvoerder suggereert aan de F/O om te vliegen om de radiaal 111° te blijven volgen. Als de heading 123° was in plaats van 125° en de wind 190/30 is de resulterende track 111°. Bij het

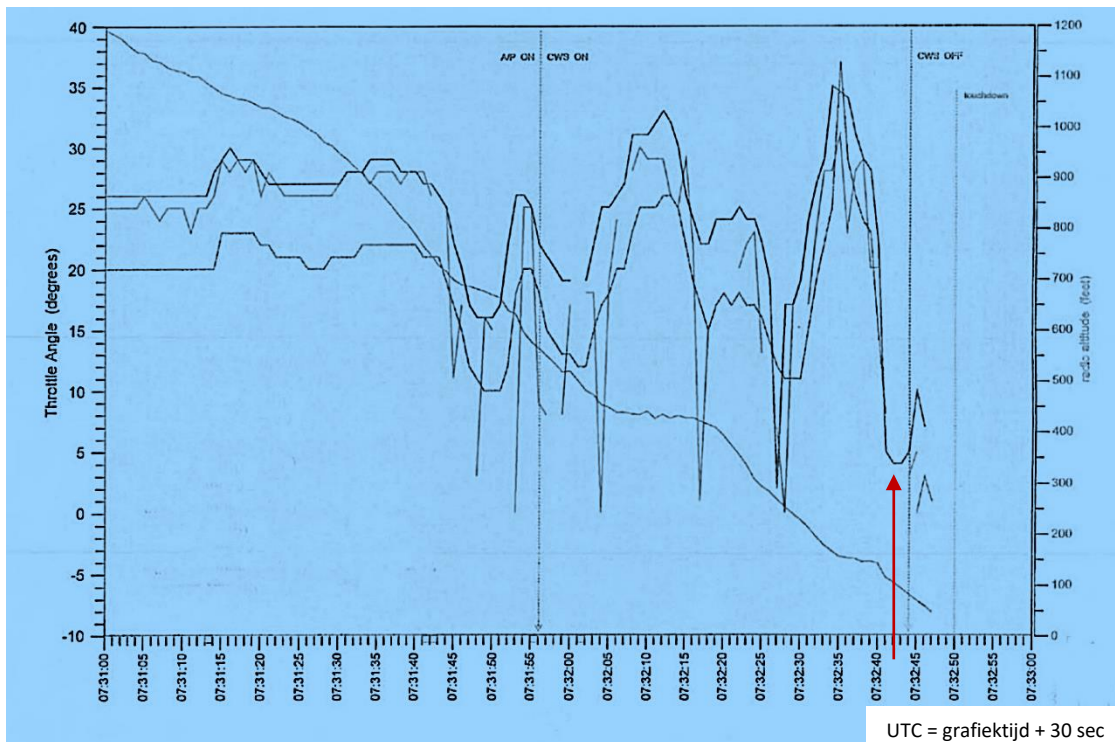
naderen van de geselecteerde radiaal is de heading van 123° dus bedoeld om dit vast te houden. De heading die gesuggereerd werd houdt dus geen rekening met een afnemende wind met de hoogte. Normaal gesproken zou dit met kleine heading correcties worden opgelost. Blijkbaar heeft de F/O toch deze heading onthouden en vastgehouden voor de rest van de nadering.

Daarbij speelt een rol dat de Pilot Flying vertrouwde dat de radiaal 111° correct was gepresenteerd stond op zijn HSI. Helaas is, na de selectie van de approach radiaal, geen check meer gedaan door iemand van de crew of de correcte radiaal wel was geselecteerd.

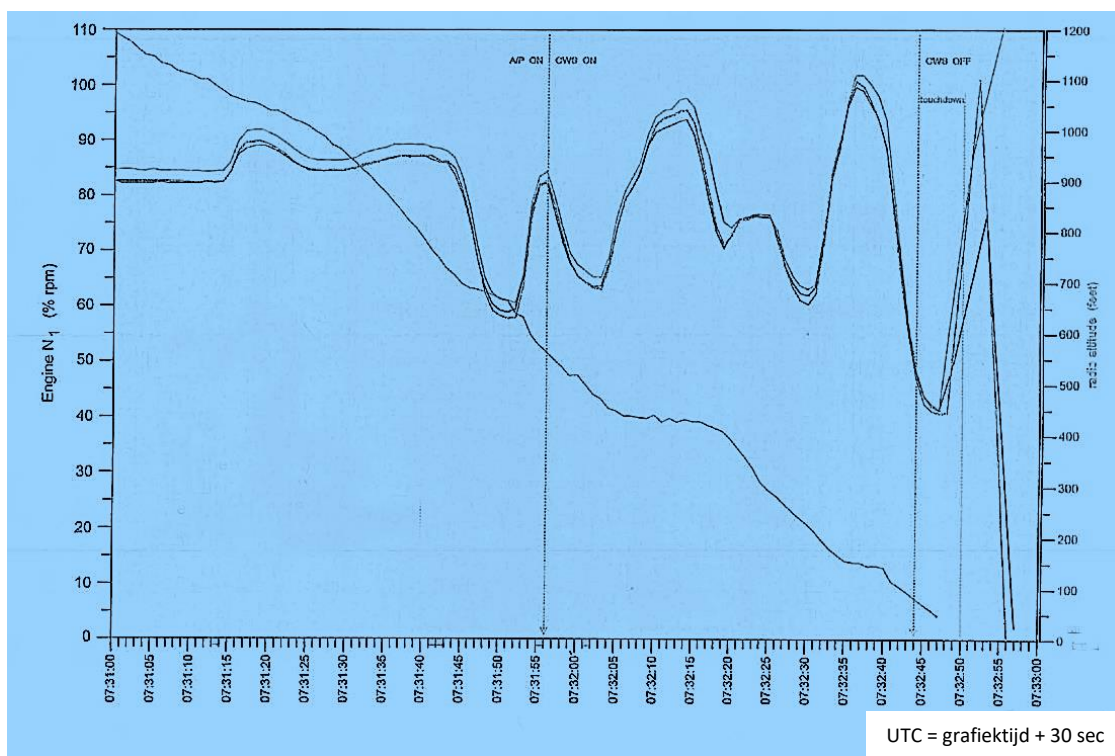
De gevlogen track brengt het vliegtuig op een DME-indicatie van 1nm en een hoogte van 200 ft op de extended centerline. Vanaf dit punt begint dan ook de verkeerde inschatting van de acties om op de centerline te blijven. Het is opvallend dat er geen opmerking komt van de gezagvoerder over de laterale afwijking van de runway centerline na het inzetten van de rudder uitslag. Ook actieve coaching om daar alsnog te komen, of een opmerking over gebruik van corrigerende roll input gebeurden niet. Het is theoretisch mogelijk dat de gezagvoerder gedurende de initiële nadering niet zijn voeten op de rudderpedalen geplaatst had. Het is echter zeer waarschijnlijk dat dit wel zo was kort vóór de landing omdat dit een routinematige handeling is, een basishouding voor alle gezagvoerders waarmee ingrijpen bij verkeerde rudder inputs mogelijk wordt. Bij het inzetten van de go-around is het vrij zeker dat de Captain alle flight controls (ailerons, rudder en pitch) heeft bediend. Dit wordt duidelijk aan de stuurkrachtgrafieken van roll en pitch. De mate van roll input en rudder zijn vrij abrupt hetgeen het vrij bruske overnemen van de controle door de Captain laat zien.

31. De Goaround

De reden waarom de gezagvoerder de goaround inzette is waarschijnlijk terug te voeren op de helling die het vliegtuig op 8 seconden voor de landing had. Bij het landen van een groot verkeersvliegtuig zijn de stuuruitslagen en standsveranderingen doorgaans beperkt. De helling die een vliegtuig bij een landing krijgt door de sturbewegingen is meestal niet groter dan 5 tot 10 graden. De helling van MP 495 bereikte 14° hetgeen excessief is. De gezagvoerder heeft hierop binnen 1 seconde gereageerd door in te grijpen met forse stuurcorrecties. De grafieken geven geen stuurkrachten weer voor het richtingsroer (CWS werkt slechts met pitch en roll stuurkrachtsensors). Dit kan betekenen dat de uitslag van het richtingsroer tijdens het gebruik van CWS door zowel de gezagvoerder als de F/O gegeven kunnen zijn. Dit laat de mogelijkheid open dat de gezagvoerder vlak voor de landing besloot in te grijpen door initieel met zowel rudder als aileron input zelf te zorgen dat het vliegtuig weer binnen baangrenzen zou terug keren. De grote kracht waarmee hij dit deed laat zich zien in de snelheid van de rudder input in de stuurgrafieken en de mate van de uitslagen van de rolroeren. Door de aileron input werden de limieten van de autopilot in CWS overschreden waardoor het vliegtuig in full manual control kwam. Volgens sommige experts werd de Autopilot disconnect veroorzaakt door tegengestelde stuurkrachten van Captain en F/O maar het lijkt op zich al mogelijk door overschrijding van de maximale roll rate van 15°/ sec als gevolg van de input door de Captain.



De throttles gingen al een beetje naar voren op T-8 (grafiektijd 07:32:42) hetgeen vóór het moment is dat de gezagvoerder ingreep. De verklaring is dat de F/O de kracht, om de throttles tegen te houden, reduceerde waardoor het Autothrottle systeem, dat boven een radiohoogte van 50 ft nog niet was overgeschakeld naar de Retard Mode, weer de throttles naar voren schoof. (zie →)



De hoeveelheid vermogen nam echter niet toe door de opspoeltijd van de motoren die op idle draaiden. Pas als de gezagvoerder na zijn initiële acties (aileron, rudder en pitch) de throttles naar voren schuift neemt het vermogen snel toe. Maar de harde landing is dan al onvermijdelijk geworden.

32. CWS-systeem

Het CWS-systeem is erop gericht om de stand van het vliegtuig vast te houden met gebruik van control force sensors die de krachten meten waarmee de stuurknuppel wordt bewogen om rolroeren of hoogteroer te bedienen. De sensors geven deze signalen door naar de autopilot om de laatst gemeten stand van deze roeren vast te houden. Ondanks het feit dat nu een stand wordt vastgehouden kan het resulterende vliegpad beïnvloed worden door externe oorzaken zoals turbulentie. Deze veranderingen in het vliegpad moet de vlieger dan zelf corrigeren. De autopilot kan dit niet. Het is wenselijk is dat bij verstoringen van de vliegtuigstand niet te veel mee- of tegengestuurd wordt met de door de autopilot gemaakte stuurbewegingen. Zodoende worden over-correcties in vliegtuigstand voorkomen. Vliegen in CWS-mode vereist dus kleine correcties. Zonder verdere verstoringen zal het vliegtuig wederom de stand vasthouden op het moment dat er geen stuurkrachten meer worden uit geoefend. (Theoretisch kan de stuurknuppel dan zelfs losgelaten worden).

Het probleem met dit systeem, dat vergelijkbaar is met het systeem dat in de latere Airbus A330 is gebruikt, komt voort uit het feit dat vliegers met weinig ervaring op de DC-10 aan dit nogal "indirecte" systeem en het verminderde niveau van zelf sturen moesten wennen. Het gevolg kan zijn een serie van Pilot Induced Oscillations zoals ook de F/O van de DC-10 heeft ondervonden.

De kwaliteit van de besturing in de CWS-mode heeft geleid tot een observatie door de US Accredited Representative, die namens de NTSB een commentaar schreef in een brief d.d. 26 okt. 1994 aan de Portugese Commissie van Onderzoek betreffende het ongeval:

"Once the autopilot was disengaged, CWS with ATS remained; functions which were inappropriately used by the flight crew".

De onderzoekscommissie vond de rol van de gezagvoerder ook te passief. Het is echter moeilijk in te schatten voor de Pilot Monitoring waarom de Pilot Flying de stuurbewegingen maakt zoals hij die maakt. Als je zelf niet aan de controls zit is die inschatting moeilijker te maken in omstandigheden van turbulentie, regen en dergelijke. Dan bestaat snel de neiging om het stuurgedrag van de PF te wijten aan externe oorzaken. Daarbij blijft het wel opvallend dat de Captain geen commentaar gaf op de rudder-inputs door de F/O. Als instructeur had hij moeten uitdragen dat gebruik van rudder onder normale operationele omstandigheden ongewenst en potentieel gevaarlijk is.

Op basis van de FDR-data lijkt de conclusie gerechtvaardigd dat de turbulentie die tijdens de nadering bestond de initiator is geweest voor het ontstaan van de overmatige control inputs van de F/O (Pilot Induced Oscillations) die ontstonden meteen nadat de Autopilot werd overgeschakeld van CMD naar CWS.

Note: De beschrijving van CWS in de AvioConsult analyse bevat wel een fout:

De autopilot corrigeert zelf, zonder menselijke inmenging, eventuele afwijkingen van de gewenste baan door invloeden van buitenaf die er door de harde wind en de lichte turbulentie wel waren.

CWS brengt het vliegtuig na een verstoring in pitch of roll terug naar de oorspronkelijke stand vóór de verstoring maar niet naar de oorspronkelijke baan.

Note: AvioConsult gebruikt de terminologie Pilot Induced Motions hetgeen niet de juiste benaming is, dit moet Pilot Induced Oscillations (PIO) zijn.

Terwijl het vliegtuig de landingsbaan nadert komt het vliegtuig iets te laag uit ten opzichte van het gepubliceerde glijpad. De eerste correctie hiervoor is als de F/O de dalhoek afvlakt en de PAPI visueel gaat volgen. Op 15 seconden volgt een 2^e correctie nadat de Captain opmerkt dat het vliegtuig te laag aanvloog ("a bit low, bit low, bit low"). Omdat de F/O de neus van het vliegtuig vrij fors optrekt om de daling te stoppen neemt het motorvermogen door de autothrottle respons snel toe. Meteen daarna wordt de neus weer omlaag gebracht om de daling te hervatten.

AvioConsult:

"Door het trekken aan het hoogtestuur liet de autothrottle ook het toerental van de motoren weer toenemen, in dit geval tot 102% in anticipatie van een goaround."

De bewoording "in anticipatie van een Goaround" klinkt vreemd. Het Autothrottle Systeem is in principe geprogrammeerd op het handhaven van de geselecteerde snelheid. Als de neusstand wordt verhoogd zal het ATS onmiddellijk gas bij geven (indien nodig tot het maximaal mogelijke) zodat de ingestelde snelheid constant kan blijven. Het maximaal behaaltbare vermogen werd hier niet bereikt maar kwam er met 102% wel in de buurt. Het in de Goaround modus brengen van het ATS kan alleen door de TOGA switch in te drukken.

Op een hoogte van ongeveer 240 ft bij T-20 zei de F/O "Windshield anti-ice, ik zie niks"

Op zich is dit een vrij verontrustende uitspraak. Ook hier geldt dat werkelijk verlies van zicht op de baan of baanverlichting tijdens de operatie beneden de MDA altijd tot een go-around moet leiden. Dit is niet afhankelijk van de call "Landing". Deze wordt gegeven uiterlijk bij het bereiken van de MDA. Mocht daarna het zicht op de baan verloren gaan, dan is een goaround nog steeds vereist. De Captain en Flight Engineer hadden klaarblijkelijk nog steeds zicht op de baan vandaar dat er geen goaround werd bevolen door de Captain. De F/O had de goaround ook ongevraagd in kunnen zetten maar deed dit niet. Het schakelen van de windshieldwipers naar de stand "High" loste het verminderde zicht voor de F/O op waarna de nadering werd voortgezet. De ongevalscommissie is nooit op de hoogte gesteld van het feit dat in het Nederlands de zin "ik zie niks" ook kan betekenen "ik zie heel weinig". Of dat inderdaad zo bedoeld werd door de F/O is onbekend.

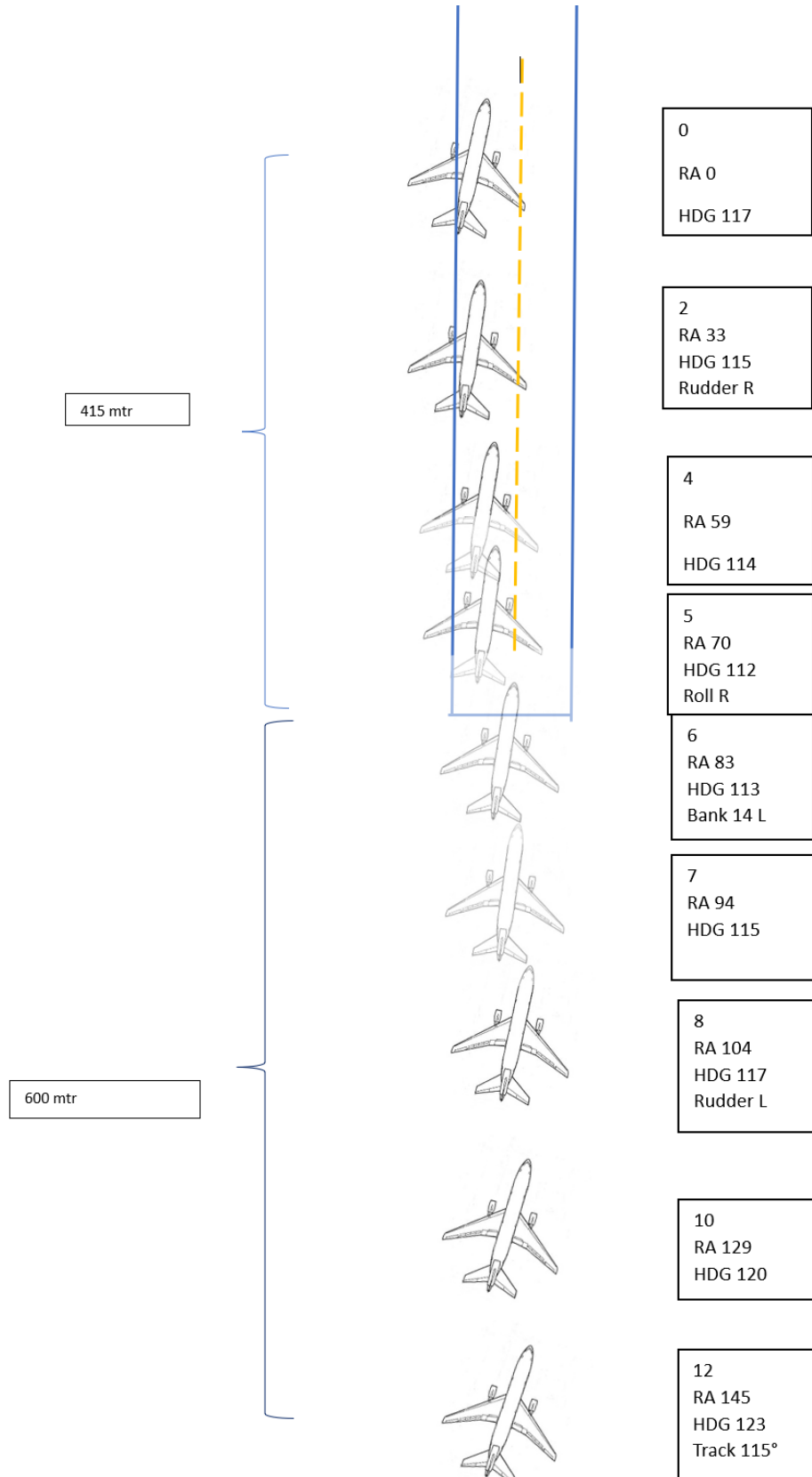
Op een hoogte van 150 ft trok de F/O het gas dicht tot flight idle. Alle onderzoekers en de NTSB onderschrijven deze actie die voortijdig plaats vond (150 ft in plaats van 50 ft radiohoogtemeter waarop de Retard Mode van de autothrottle is gebaseerd) Deze actie moest niet alleen handmatig plaats vinden maar ook werden de throttles geforceerd in de idle stand gehouden tegen de druk van het AT systeem in die de geprogrammeerde snelheid op het Glareshield panel probeerde te handhaven. De gevraagd hervatting van de daling van het vliegtuig induceerde blijkbaar ook de instinctieve reactie om het gas dicht te trekken zodat het hervatten van de daling niet zou worden gehinderd.

Uit de NLR-rapportage over het autothrottle systeem blijkt dat de snelheid waarmee de gashendels naar idle bewogen sneller was dan die waarmee het AT-systeem was geprogrammeerd. Dit was alleen mogelijk door een menselijke handeling.

De conclusie dat het vermogen handmatig werd verminderd door de F/O vóórdat de fase van de Retard Mode van het autothrottle systeem (ongeveer 50 ft Rad Alt) was bereikt en daarna in "idle" werd gehouden is in het officiële ongevallen rapport, de NLR-rapportage en het NTSB rapport inderdaad onderkend. De daaropvolgende snelheidsafname veroorzaakte uiteindelijk de hoge rate of descent.

33. Tijd en headings

Ten einde een goed gesynchroniseerd tijdsbeeld te hebben tezamen met de besturingsacties in de nadering van MP495 zijn de gepubliceerde tijdstippen vergeleken. De voorliggende koersen en hoogtes zijn daarna opgenomen in de trackanalyse om de laterale verplaatsing van het vliegtuig in de eindfase van de nadering tot aan het moment van touchdown in beeld te brengen.



Tijd	UTC	Indicated Altitude RvO Annex 5	HDG	NTSB Rad alt	NTSB DFDR	AvioConsult Rad Alt	AirInc Rad Alt
0	07:33:20	7	117	1,2	0007:02		1,2
1	07:33:19	31	116				17
2	07:33:18	58	115				33
3	07:33:17	78	114				47
4	07:33:16	89	114				59
5	07:33:15	96	112	70,6	0006:55 Roll input R		70
6	07:33:14	100	113	83	0006:54 Roll at 14°L		83
7	07:33:13	112	115				94
8	07:33:12	130	117	104,3	0006:52 Rudder at 22°	125?	
9	07:33:11	*	118				116
10	07:33:10	145	120			125	129
11	07:33:09	157	122				142
12	07:33:08	179	123				145
13	07:33:07	187	124		Rudder L input	150	149

Note:

Bij het beschouwen van de NLR-grafieken dient een correctie plaats te vinden om UTC te krijgen waarbij geldt dat UTC = grafiectijd+30 seconden

Tijddlijn van de nadering

De tijddlijn begint op 13 seconden vóór touchdown om (07:33:07 UTC) als een richtingsroer uitslag wordt ingezet. Deze bereikt 5 seconden later om 07:32:42 (07:33:12 UTC) een maximale uitslag van 22°L. De rudder uitslag naar links resulteert in een giermoment(yaw) naar links. Normaliter had dit giermoment gecompenseerd moet worden door een tegenbeweging met rolroer. Dit gebeurde niet op afdoende wijze.

Door het rol-koppel (giermoment resulteert in aanrollen van helling naar dezelfde zijde) wordt een hellingshoek gegenereerd die 2 seconden later, om 07:32:44 (07:33:14 UTC) zijn maximale waarde van 14°L bereikt. Op dat moment grijpt de gezagvoerder in om een doorstart in te zetten.

Op T-13 is, bij een heading 123°, de gevlogen track 115°. Door de rudder-input verdraaide de heading naar 112° bij T-5,5 hetgeen, bij een wind van 190/20, een track is van 103°. Dit is dus een verschuiving naar links met 3 graden ten opzichte van de baan-as richting die 106° was.

Resumerend:

Als gevolg van de hellingshoek van 14° L is een schuivende beweging naar links ingezet, de track wijkt naar links uit en de aantrekkende wind van rechts zorgt voor een cumulatief effect van een sterke laterale verplaatsing vanaf de baan-as gerekend. Hiermee bereikt het vliegtuig uiteindelijk een touchdown punt dat aan de uiterste linkerzijde van de baan ligt waarbij het linker landingsgestel zelfs buiten de baan neerkomt op de schouder van de baan. Op 10 s voor de landing las de captain een wind van 190°/ 20 kt af uit de AREA NAV-computer. Om te bepalen of de

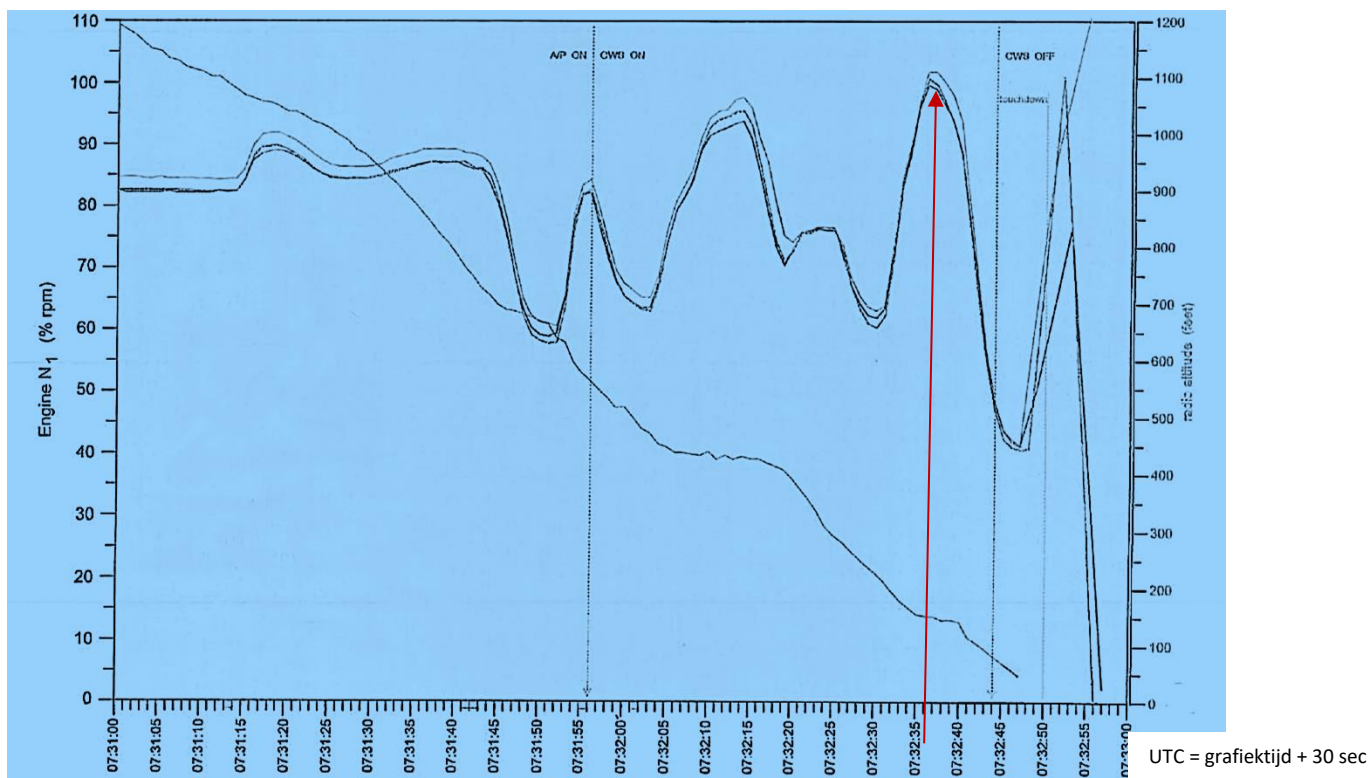
windsterkte binnen de limieten was voor de landing was het voldoende dat hiervoor de door de verkeersleiding opgegeven wind werd gebruikt. Het mogelijke verschil tussen de windsterkte op 100 ft en die welke nabij de baanhoogte wordt gemeten kan significant anders zijn. In dit geval was het verschil echter helemaal niet zo groot wat de windsterkte of richting betreft.

Volgens het RvO was de door de verkeersleiding opgegeven wind van de tegenoverliggende baan en was deze incorrect voor gebruik bij de nadering naar baan 11. Het principe blijft echter hetzelfde: de verkeersleider is verantwoordelijk voor de opgave van de geregistreerde wind naar het vliegtuig dat onder zijn controle staat.

Ongeacht de door het AINS gemeten windwaarden zoals afgelezen door de gezagvoerder, werd er in de Martinair boeken expliciet voor gewaarschuwd om deze waarden niet te gebruiken voor het bepalen van de windlimieten aangezien het systeem in de nauwkeurigheid van de weergegeven data inherente fouten kent. De crew was dus gerechtigd om de landing te maken op basis van de door de Toren gerapporteerde wind en de inschatting dat de baan "Wet" was. Daarbij was het voor de crew niet duidelijk dat de terminologie "Flooded" zoals gebruikt door de verkeersleider een indicatie was van standing water en daarmee een remcoëfficiënt "Poor".

Deze terminologie was niet opgenomen in de Martinair boeken en het kan de crew niet aangerekend worden dat ze niet doordrongen waren van de betekenis. Aanvullend kan nog gezegd worden dat ook tegenwoordig nog de door de verkeersleiding opgegeven wind bepalend is voor de inschatting of de windsterkte binnen de limieten is. Ook de terminologie "Flooded" is niet courant. De classificatie braking action (rem vertraging) is de geaccepteerde norm aan de hand waarvan de maximale dwarswind component en de totale remweg worden berekend.

Op 13 s voor de landing, op een hoogte van 150 ft, trok de copiloot de gashendels met de hand al dicht, tegen de autothrottle in, terwijl dat normaal pas vanaf 50 ft radiohoogte mag gebeuren of door het autothrottle-systeem in de Retard Mode automatisch wordt geregeld. Door het lage toerental van de motoren nam de opspoeltijd zover toe dat een veilige doorstart, in combinatie met de lage hoogte en de hoge daalsnelheid niet meer mogelijk was.



Motorvermogen werd verminderd op grafiektijd 07:32:37 (= 07:33:07 UTC) oftewel T-13

Op 07:33:05 UTC (T-15), dus 2 seconden eerder, heeft de gezagvoerder tot 3 maal toe “a bit low” gezegd. De F/O bevestigt dit. De dalingsgrafiek laat zien dat het vliegtuig dan even op dezelfde hoogte blijft. Daarmee is aangetoond dat de F/O het verticale pad corrigeert om terug te komen op de “on glidepath” indicatie van de PAPI. Op T-10 wordt tamelijk abrupt de daling weer ingezet als de landingsmanoeuvre is begonnen waarbij naast de rudder input op T-13 ook de gashendels snel naar idle worden gebracht. Er is een mogelijkheid dat dit gebeurde door een visueel illusie waarbij de perceptie bestond dat het vliegtuig te hoog uit dreigde te komen en de daling vlug moest worden hervat. Dit zou de abrupte pitch verandering verklaren die in de grafieken waar te nemen valt alsmede de neiging om het gas dicht te trekken.

Omdat het geheel van de landingsmanoeuvre (rudder en vermogensreductie) ingezet werd rond dezelfde hoogte vormen visuele illusies de meeste logische verklaring voor de acties die de F/O uitvoerde. Wel opvallend is het uitblijven van voldoende rolroer input, na de grote rudder uitslag, om het vliegtuig correct op te lijnen.

Vanaf 7 seconden voor de landing

Op T-7 werd door de F/O de (bijna maximale) rudderuitslag teruggenomen tot neutraal.

Het terugbrengen van de rudderuitslag was mogelijk een ultieme poging om de landing te “redden” en het vliegtuig op de centerline te krijgen, aangezien de baan van het vliegtuig inmiddels al links van de baan-as was. Deze wijze van besturing van een groot verkeersvliegtuig is niet correct en getuigt van onvoldoende ervaring, inzicht en een mogelijk gebrek aan training welke correctiemogelijkheden er bestaan bij een significante laterale afwijking ten opzichte van de baan-as. Op een hoogte waar het vliegtuig over de threshold is gekomen is er te weinig ruimte om nog de richting waarin het vliegtuig beweegt significant te veranderen. Dit is onder andere bepaald door de massa van het vliegtuig dat te traag reageert op control inputs. Een go-around was de enige optie geweest.

T-6 Goaround

De go-around acties van de Captain

Op 6 seconden voor de landing greep de gezagvoerder in toen hem duidelijk werd dat het vliegtuig neer zou komen op de linker rand van de baan. In een zeer tijdkritische fase is het goed voor te stellen dat de gezagvoerder ingreep met de initiële acties van het in de goaround brengen van het vliegtuig met pitch-, roll- en vermogensinput. Hij heeft tot het moment van ingrijpen namelijk zijn handen niet aan de controls. De directe besturing is primair en het in lijn brengen van de automatische systemen moet onmiddellijk daarna gebeuren maar dat kost ook tijd. Zelfs als het alleen maar het indrukken van de TOGA switches betreft om het Auto Flight systeem en het ATS in de Goaround modus te brengen zal de pitch stand van het vliegtuig toch handmatig verhoogd moeten worden. Indien er geen tijd is voor deze acties omdat er een zeer harde landing dreigt zal het basisprincipe van een Goaround vliegen (neusstand omhoog en vol gas geven) in zo’n geval prioriteit hebben. Als deze initiële acties gedaan zijn dan kan met het induwen van de TOGA switches het AFS en ATS ook in Goaround modus worden gebracht. Let wel: dit speelt natuurlijk alleen bij een kritische goaround op zeer lage hoogte. In andere gevallen zijn de standaard Goaround procedures van toepassing. Dat voor duidelijkheid en het vermijden van dual inputs wel tegelijkertijd “My Controls” en “Goaround” gezegd moet worden is evident. Veelal werken automatische systemen zoals Autopilot en Autothrottle goed om een doorstart te maken. Maar het afhankelijk worden van “de automatiek” oftewel “automation dependency” schept soms

andere problemen. Handmatig ingrijpen is soms gewenst en beter. Daarmee kunnen de acties die de gezagvoerder ondernam niet zonder meer veroordeeld worden.

Het ongeval met een Emirates B777 in Dubai op 3 augustus 2016 door automation dependency is illustratief voor het feit dat vliegers niet afhankelijk mogen zijn van autoflight systemen voor de besturing van het vliegtuig.

Findings uit dat ongevalsrapport:

"The flight crew were unaware that the autothrottle (A/T) had not responded to move the engine thrust levers to the TO/GA position after the Commander pushed the TO/GA switch at the initiation of the FCOM - Go-around and Missed Approach Procedure. The flight crew reliance on automation and lack of training in flying go-arounds from close to the runway surface and with the TO/GA switches inhibited, significantly affected the flight crew performance in a critical flight situation which was different to that experienced by them during their simulated training flights."

Uitval CWS

De grote aileronuitslag binnen 1 seconde heeft de limieten van de maximum roll rate van de autopilot in CWS overschreden waardoor de autopilot uitviel en het vliegtuig in volledige manual besturing kwam.

02 AUTOPILOT DISENGAGE/DEGRADE

- 
- Disengage from CMD or CWS to OFF.
 - . Either AP release button pressed.
 - . AP lever manually moved to OFF.
 - . Any sensor valid input is lost.
 - . The platform selector switch is operated.
 - . The pitch monitor is activated (Pitch hardover protection).
 - . The roll monitor is activated (Roll rate protection).
 - . An excessive CWS signal (except in LAND mode).
 - . In TURB mode when manual stabilizer trim is used.
 - Degrade from CMD to CWS.
 - . TURB switch is pressed.
 - . Autopilot overpowered by force on control wheel (normal CWS signal).
 - Disengage from CMD to OFF.
 - . Pilot operation of stabilizer trim switches or suitcase handles.

Het CWS-systeem viel uit bij een hoogte van ongeveer 80 ft. Het AOM stelt dat het uitschakelen van CWS op een hoogte van tenminste 150 ft moet gebeuren. Dit heeft waarschijnlijk niets te maken met de bestuurbaarheid maar de verschillen in besturingsgevoel tussen CWS en full manual, waarbij je een kort moment moet wennen aan het verschil. De harde landing werd er echter niet door veroorzaakt noch de "abrupte flare" zoals NLR dit benoemt. De hoge daalsnelheid en de lage voorwaartse snelheid veroorzaakten een lage respons op de grote elevator input die de gezagvoerder uitoefende om een harde landing te vermijden. Het ontstaan van de grote daalsnelheid is grotendeels verklaarbaar vanwege de afnemende voorwaartse snelheid bij een gelijkblijvende attitude. Ook het ontstaan van een tailwind component droeg hieraan bij. Bij de landing nam de sinkrate nog wel af door de hoge attitude van bijna 9° maar was toch nog tenminste 900 ft/min op 1 gear bij een bank van 6°. Deze combinatie van factoren waren de aanleiding van het falen van de gear en de vleugel-ophanging.

De exacte reden waarom het CWS uitviel is in het rapport van ongeval niet benoemd maar het feit dat het gebeurde op een kritisch lage hoogte wordt wel als contributing factor benoemd in het Rapport van Ongeval. Het effect op de besturing is onduidelijk gebleven en wordt ook niet specifiek benoemd in het RvO.

Missed call “50 FT”

Het missen van de “Approaching Minimums” call op 500 ft en de “Minimums” call op 400 ft zijn waarschijnlijk te herleiden aan het door elkaar heen lopen van de Capacitation check call op 500 ft en de “Approaching Minimums” call. De 50 ft call moest vlak vóór de landing door de F/E gegeven worden. Het is zeer waarschijnlijk door de FE vergeten omdat het hem op die lage hoogte opeens duidelijk werd dat de landing zeer kritisch was geworden.

Touchdown

NTSB en NLR-rapportages zijn met elkaar in overeenstemming over de touchdown data zoals uit onderstaand gedeelte uit het NTSB-rapport blijkt:

“Data consistent with touchdown were observed at 0007:02 DFDR elapsed time. The data indicated a radio altitude of 1.2 feet, an indicated airspeed of 126.0 knots, a magnetic heading of 116.72 degrees, a pitch attitude of +8.79 degrees nose up, a roll angle of +5.62 left wing up, and a vertical Gas value of 1.9533.

Elevator deflection parameters recorded maximum values at touchdown and pitch values reached a maximum value of +9.4 degrees nose up one second after touchdown. Roll values continued to fluctuate between wings level (0.0 degrees) and left wing up for the remainder of the accident sequence.

*Data from the **right number 3 spoiler and the left number 5 spoiler** indicate **deployment two seconds after touchdown** at 0007:05 DFDR elapsed time at **a roll angle of +25.31 degrees left wing up**. One second prior to touchdown, the right number 3 spoiler values indicated 6.7 and 7.0 degrees while the left number 5 spoiler indicated 0.0 and 0.4 degrees. The last data were recorded 8 seconds after touchdown at 0007:10 DFDR elapsed time where the data indicated that the airplane was at a roll angle of +96.33 degree left wing up, a -6.59 nose down pitch attitude, and on a magnetic heading of 172.62 degrees.”*

34. Aanvullende technische informatie.

Bij de vergelijking van het Martinair ongeval met de crashes in Newark, Hong Kong en Narita zijn er opvallende gelijkenissen wat betreft de wijze van het ontstaan en verloop van de crash sequence. In alle 4 gevallen kwam het vliegtuig ondersteboven naast de baan terecht. Het afbreken van de vleugel deed zich dus bij alle 4 voor. Ook de baan die het vliegtuig daarbij over de grond volgde kent duidelijke parallellen.



Faro MP 945 RH wing failure

Breukvlak



Narita FedEx LH wing failure

De positie en het uiterlijk van de wing failure bij beide ongevallen is frappant namelijk een vrijwel rechte breuk tussen de motor en de romp. Dezelfde breuk overeenkomsten zijn aanwijsbaar tussen de China Airlines MD 11 Hong Kong crash en de FedEx MD 11 crash in Newark.

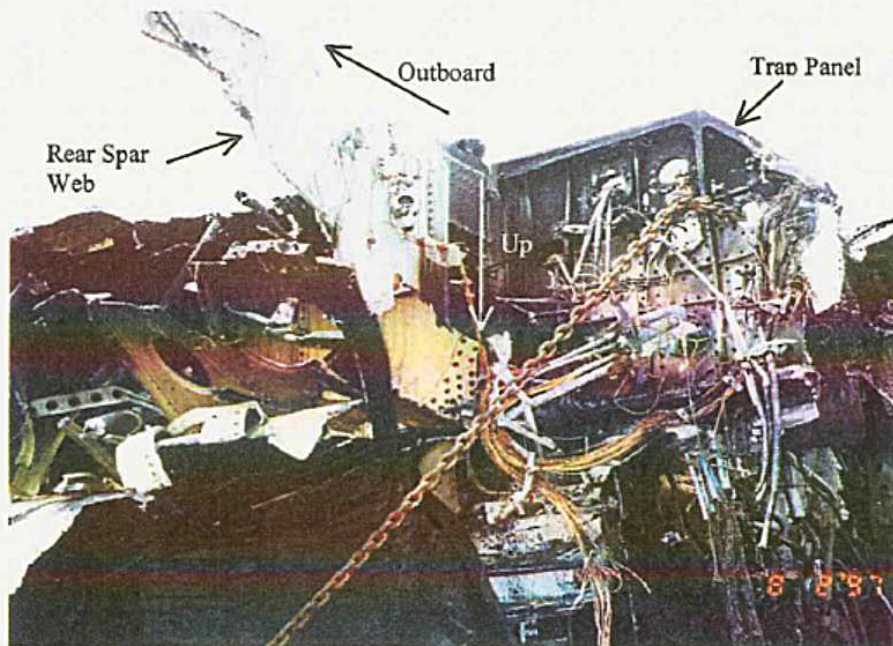


Figure 7. Right Wing Rear Spar Web Fracture from Ship 553 (FedEx - Newark)

A photograph of the FedEx aircraft showing the right wing rear spar web fracture is included as Figure 7. Note that the aircraft is inverted in this photograph.

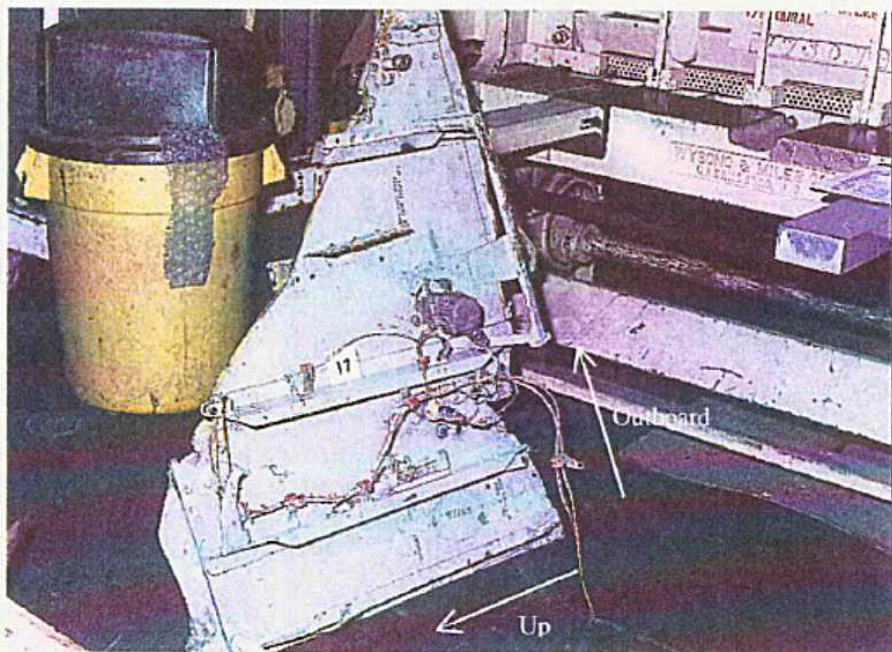
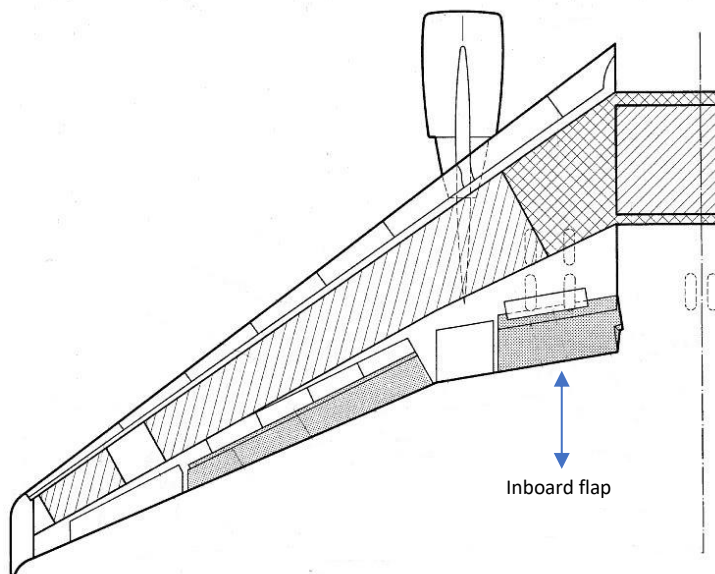
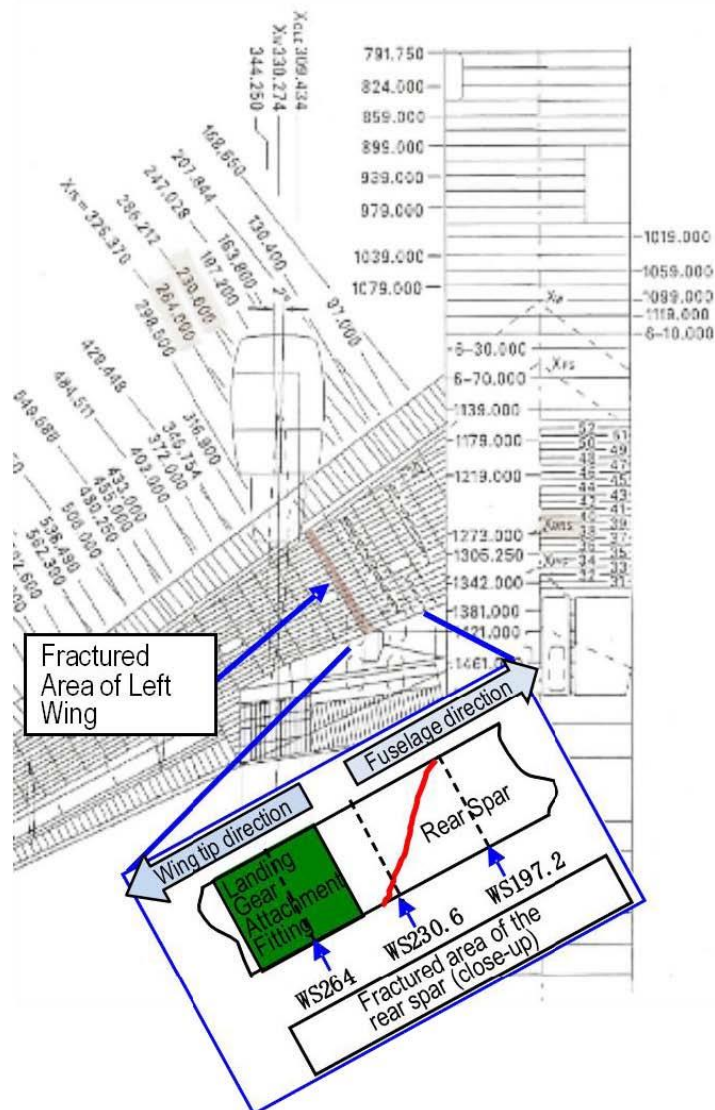


Figure 8. Right Wing Rear Spar Web Fracture from Ship 518 (China Airlines)

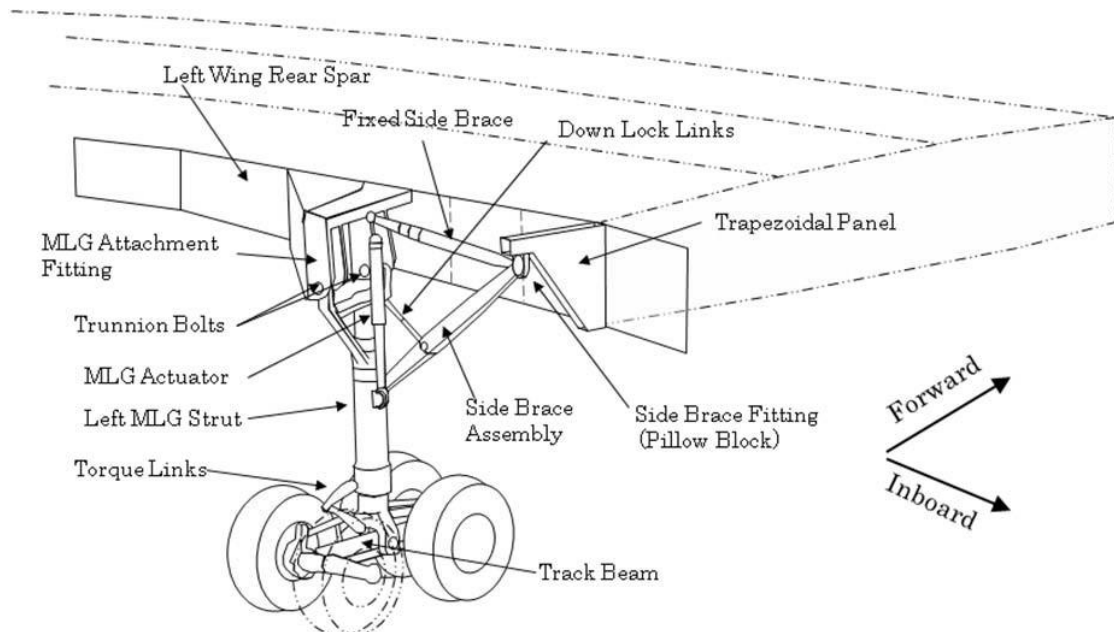
A lab photograph of the right wing rear spar web which was cut from the China Airlines aircraft is included as Figure 8. When examined closely it was observed that the rear spar web fractures from the two accidents occurred at almost identical locations.



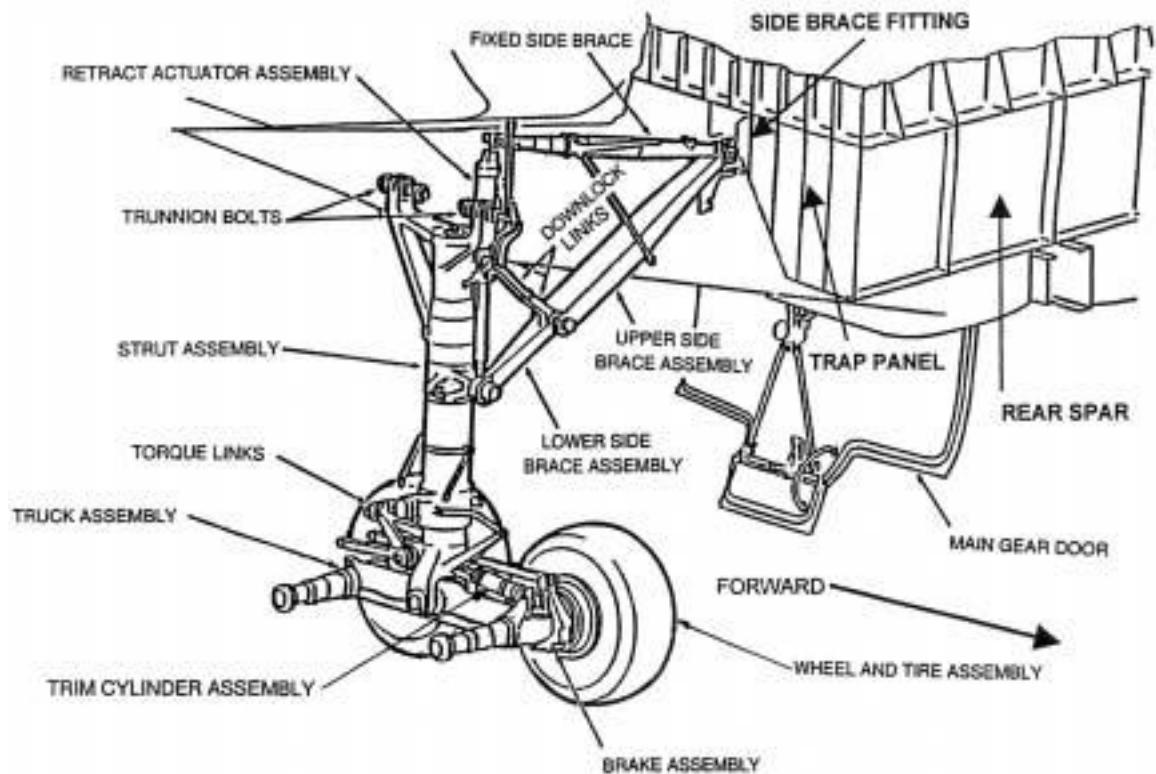
(1)



(2)



(3)

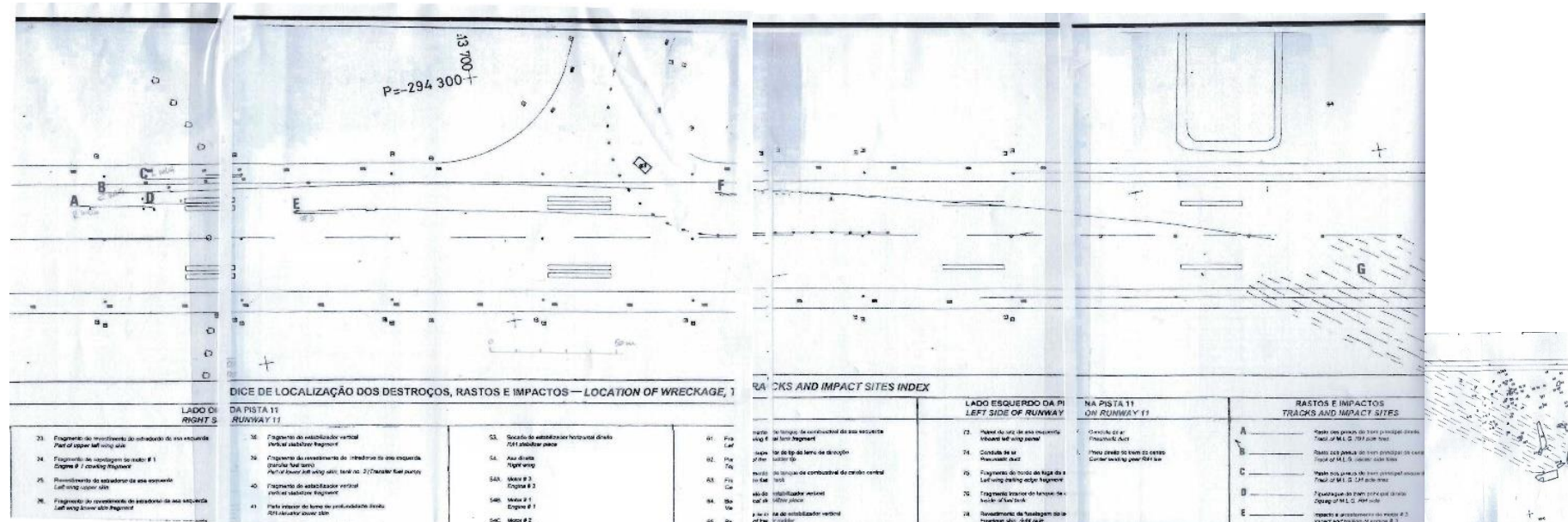


(4)

Op de 4 doorsnee tekeningen is goed te zien dat bij een zeer harde landing de trunnion bolts kunnen bezwijken waardoor de gear maximaal naar boven beweegt (bottomed) waarbij het trapezoïde paneel (trap panel) de achterste vleugel ligger (rear spar) kapottrekt en de vleugel breekt. Ook wordt op afbeeldingen 1 en 2 duidelijk hoe het loswerken van de inboard flap in zijn werk is gegaan gelet op de breuklijn van de vleugel in afbeelding 2.

35. Het traject over de grond

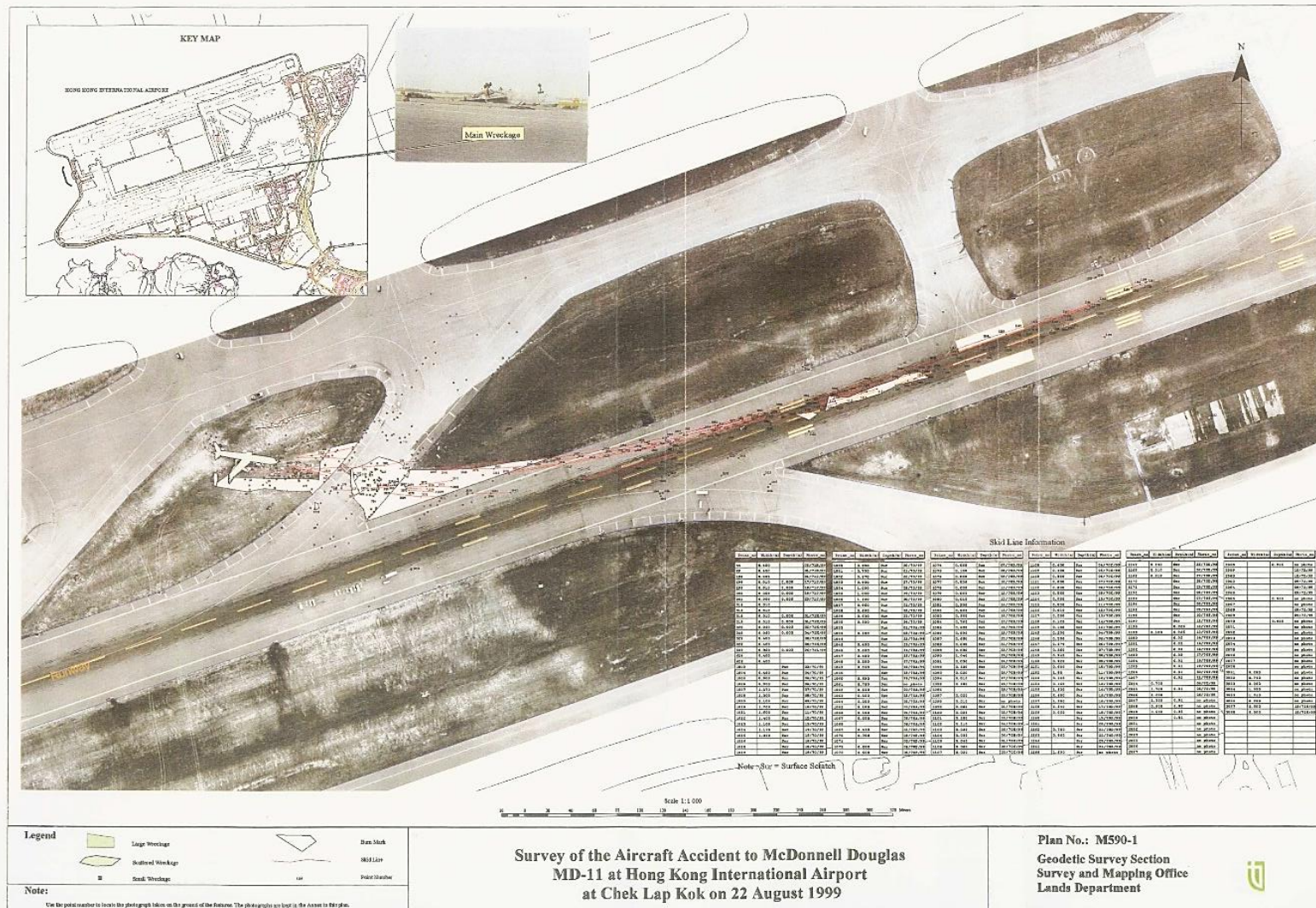
Het traject over de grond dat tijdens het ongeval gevolgd werd door de DC-10 van Martinair en de laatste positie waar het vliegtuig tot stilstand is gekomen heeft opvallende overeenkomsten met het China Airlines ongeluk. Dit is ook aanvullend bewijs voor de wijze waarop beide crashes tot stand kwamen. Ook de oriëntatie richting van cockpit en romp vertonen opvallende overeenkomsten.



Martinair Faro wreckage distribution chart



China Airlines MD11 wreckage path



36. Inboard flap separatie

De inboard flap wordt op zijn plaats gehouden door geleidestrips aan de romp en aan de vleugel. De flap kan bewegen door middel van rollers aan beide zijden. Bij het breken van de vleugel kon de flap zich los werken van de inboard rollers en de geleidestrip aan de rompzijde. Door aerodynamische krachten en onder de invloed van de wind kwam de inboard flap aan de zijkant van de baan terecht als één van de eerste onderdelen die loskwamen van het vliegtuig. Dit fenomeen wordt uitgebreid beschreven in het ongevalsrapport van de China Airlines MD-11 maar is ook van toepassing op het ongeval met de DC-10 van Martinair. Daar werd de inboard flap terug gevonden aan de linkerzijde van de baan op de taxiway.

8.0 INBOARD FLAP DEPARTURE

The inboard flap is located just aft of the main landing gear (Figure 9) and is supported at its inboard end by a track/roller arrangement (Figure 10) and at its outboard end by a simple hinge (Figure 11). The track is mounted on the flap and the rollers on the fuselage (Figures 12 and 13). The outboard hinge is supported off the wing rear spar.



Figure 9. Inboard Flap (Location relative to MLG)



Figure 10. Inboard Flap inboard support



Figure 11. Inboard Flap outboard support

The flap track is an I-beam with return lips on the inboard legs of the two caps. The upper "lip"¹ is captured by three side rollers which limit the outboard motion of the flap track (Figures 13 and 14).



Figure 12. Inboard Flap track and rollers



Figure 13. Inboard Flap rollers (flap removed)

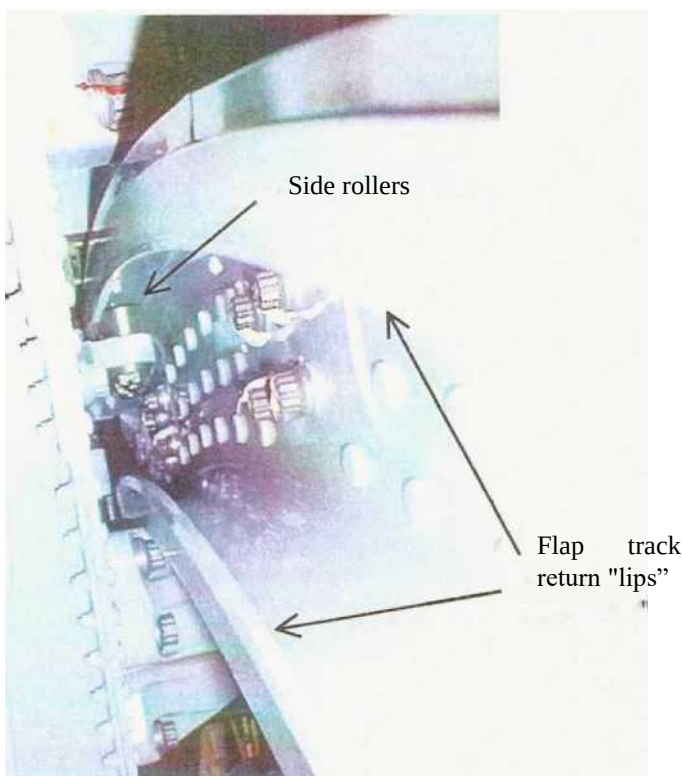


Figure 14. Inboard flap track and side rollers

With the aircraft structurally intact the nominal side loads (inboard-outboard) are small as is evident by the relative size of the side rollers.

Continuing the failure sequence of the China Airlines accident, fractures of the wing rear spar webs, and of the upper and lower spar caps destroyed the integrity of the light wing as a "box structure" resulting in very large relative displacements between the inboard flap's inboard support (mounted to the fuselage) and its outboard support (mounted to the wing, outboard of the landing gear). This relative movement effectively pried the flap track off its roller support system. Once the inboard end became unsupported, the flap easily twisted off its outboard hinge, separating at the tension bolts where the aft hinge attaches to the flap box.

As was the case for the wing rear spar failure mode, there are some observed similarities in the FedEx and China Airlines inboard flap failures. Both inboard flaps were found near the beginning of the debris field, were relatively intact (having almost no lower surface damage), and evidenced local shear-out failures of the flap track lips at the side roller locations.

The China Airlines inboard flap was found off to the left of the runway and is thought to have been carried there by the crosswind (which was blowing right-to-left) after it departed the aircraft. The flap, as it was found, is pictured in Figure 15. The FedEx inboard flap was found on a taxiway to the right of the runway (Figure 16); note there was little or no crosswind present when the FedEx accident occurred.



Figure 15. Right Inboard Flap from Ship 518 (China Airlines)

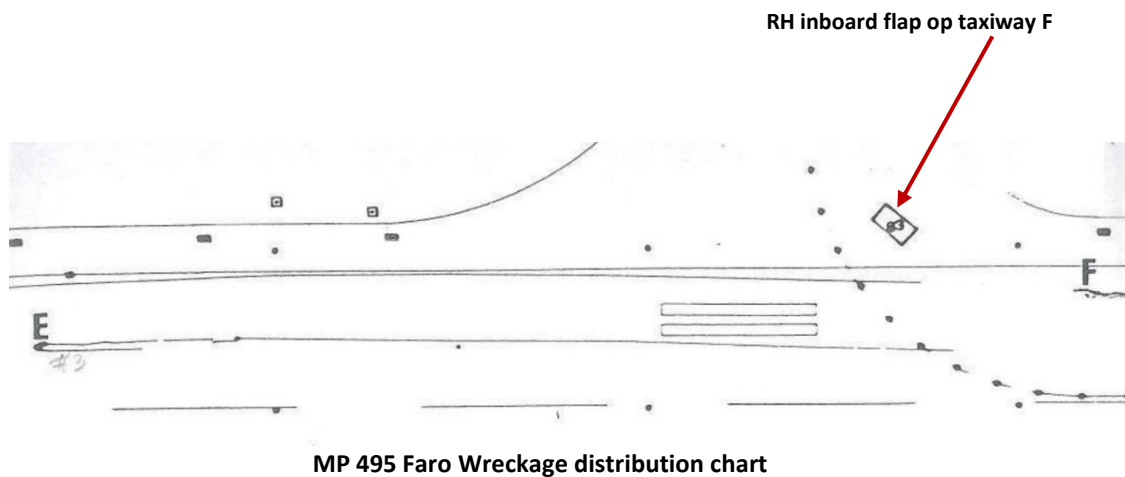


Figure 16. Right Inboard Flap from Ship 553 (FedEx - Newark)

*It is viewed as significant that the lower surfaces of these flaps suffered no significant damage. The inboard flap would have been directly in the path of the main landing gear had the gear separated before the flap and would have been badly damaged. It is clear then, that the main landing gear did **not** "knock¹" the inboard flap off the aircraft.*

The local shear-out failure of the flap track is evident in a photograph taken at the accident site (Figure 17). The location of this failure is consistent with the position of the side rollers for the reported flap setting of 35 degrees. The same type of failure is observed in the photograph of the inboard flap from the FedEx-Newark aircraft (Figure 18); In this case the failure location is consistent with the reported flap setting of 50 degrees.

In 1992 was dit fenomeen onbekend en is dan ook nooit verklaard in het ongevalsrapport van MP 495. De positie van de RH inboard flap die in Faro op de taxiway F, ter linkerzijde van baan 11 werd aangetroffen blijkt nu echter zeer belangrijk als verklaring voor de break-up sequence en daarmee als bewijs voor het ontstaan van de gehele crash beginnend bij de gear en vervolgens de vleugel.

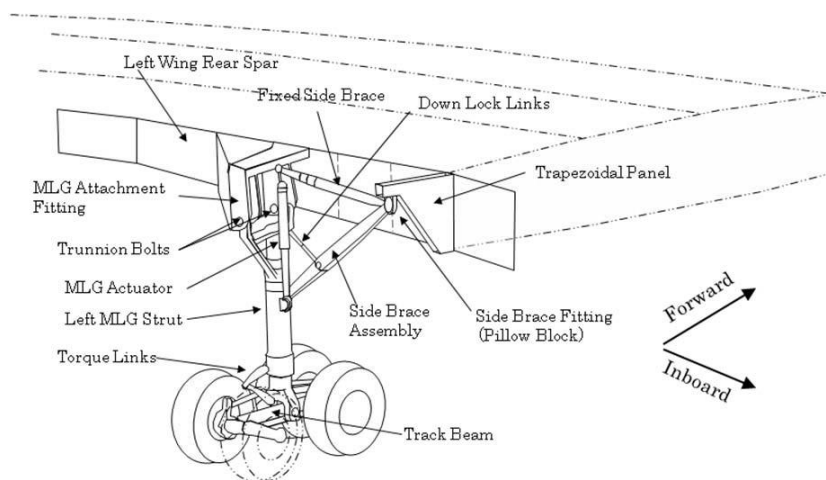


37. Eindconclusie technische analyse

De technische analyse uit het ongevalsrapport van het ongeval van de China Airlines MD-11 te Hong Kong sluit naadloos aan bij de ongevallen van FedEx te Newark en Narita maar ook bij het Martinair ongeval van de DC-10-30 met de registratie PH-MBN onder vluchtnummer MP 495 op 21 december 1992 te Faro.

Toen de parallellen tussen genoemde ongelukken erkend waren hebben de onderzoekers met hun suggesties bijgedragen aan verbetering van training ter voorkoming van harde landingen op de MD-11, tot betere training van benodigde crew acties in geval van “bounced landings” en tenslotte tot verbetering van de certificatie van landingsgestellen van nieuwe verkeersvliegtuigen. Het China Airlines rapport wordt dan ook afgesloten met de volgende conclusie:

The analysis has produced a definition of a failure sequence that is reasonable and appears to have no significant inconsistencies with the accident observations.



The failure appears to have initiated with the forward trunnion bolt of the righthand landing gear (the trunnion shearing upwards) closely followed by failures of the inboard right wing rear spar webs and caps. These failures were the result of an extremely high vertical load and an associated "springback moment" applied to the right main landing gear. Both the high vertical load and the high "springback moment" were a result of the excessive (18-20 ft/sec) sink rate, and the slightly rolled (3 degrees right wing-down) touchdown attitude.

Deze bevinding is ook geheel van toepassing op het ongeval van de DC-10 PH-MBN. Helaas is daarmee ook duidelijk geworden dat met betrekking tot de kwaliteit van de rapportage van het ongeval van MP495 er ook beperkingen in de rapportage en bevindingen zitten. De inzichten in de wijze waarop de crash tot stand is gekomen wat betreft de technische aspecten waren destijds onvolledig. Men heeft terecht aangenomen dat het landingsgestel van het vliegtuig de hoge daalsnelheid niet aankon. De hele keten van het bezwijken van diverse componenten is echter niet duidelijk geworden. Er zijn meerdere MD-11 ongevallen gevolgd voordat het verband tussen de verkeerde aannames in het certificatie proces en de zwaktes in de ophanging van landingsgestel en de vleugelophanging werden erkend. Daarop is uiteindelijk een aanpassing van de certificatie van nieuwe vliegtuigen tot stand gekomen waardoor de veiligheid van de komende generatie vliegtuigen is verbeterd.

De onbekendheid in 1992 met het fuse pin failure – gear failure – wing failure fenomeen van de DC-10 is niet verwijtbaar. Toch zijn er in zowel het officiële ongevalsrapport als de interpretatie door de Nederlandse Raad voor de Luchtvaart en het NLR-rapport duidelijke fouten en/of tekortkomingen aanwijsbaar die de kwaliteit van het geheel negatief beïnvloeden.

Naast de vrijwel volledig technische analyse van het ongevalsrapport is er wat betreft de menselijke kant van dit ongeval te weinig diepgang. De rol van de Human Factors is niet goed duidelijk gemaakt. Slechts in de eindanalyse en de aanbevelingen komt iets terug over de aspecten van Human Factors. Daarbij mag het niet exclusief gaan om het feit dat de cockpitbemanning fouten heeft gemaakt. Dat is immers ontegenzeggelijk zo. Het gaat hier om de achterliggende oorzaken: waarom zijn die fouten gemaakt? Welke rol hebben training, ervaring, crew coordination, discipline, management, of het gebrek eraan, gespeeld bij het ontstaan van het ongeval. Die vragen zijn nergens in de eindrapportage op een adequate manier beantwoord. En dat is een gemiste kans om in de toekomst bij te kunnen dragen aan het voorkomen van vergelijkbare ongevallen.

38. Aanvullend commentaar op gegevens en aspecten van beide AvioConsult analyses.

Meerdere gegevens uit de AvioConsult analyses komen niet overeen met eigen ervaring of de bevindingen en gedocumenteerde gegevens uit officiële bronnen. Daarom zijn ter verduidelijking specifieke commentaren hier nogmaals opgenomen en toegelicht.

1. Een lange landing

“Het vliegtuig voor de helft naast en ver voorbij de landingszone op de landingsbaan neerkwam met naar aan zekerheid grenzende waarschijnlijkheid ook nog geremde wielen waardoor de krachten op het landingsgestel gigantisch toenamen en tot breuk daarvan leidden”

Er bestaat hier een misvatting wat betreft zowel de Reference Landing Distance als de zogeheten landingszone (Touch Down Zone).

Daartoe zal eerst bepaald moeten worden waar het vliegtuig exact onder normale omstandigheden op de baan had moeten komen, gemeten in meters vanaf de displaced threshold. Dat het vliegtuig met alle gears aan de linkerzijde van de baan-as is terecht gekomen mag duidelijk zijn. De linker gear is hierbij zelfs buiten het 45 meter brede landingsgebied van de baan terecht gekomen, maar nog wel op de verharde schouder van de baan. De landing heeft niet, zoals verondersteld wordt, ver voorbij de touchdown zone plaats gevonden maar in de touchdown zone. Op de wreckage distribution chart is de eerste gear touchdown van de RH gear te zien op een geschatte afstand van 415 mtr vanaf het begin van de baan. De NLR zegt hierover in haar rapportage dat dit gebeurde op 392 mtr vanaf de threshold. Een normale landing met een DC-10 bij 160 Ton landingweight met landingsconfiguratie flaps 50 geeft een touchdown op 560 mtr vanaf het begin van de baan volgens het AOM DC-10.

The Actual Landing Distances on this page are based on the following **Reference Conditions**:

- . Flaps 35.
 - . Landing Weight: 160.000 kg
 - . Standard flight techniques as per AOM 3.3.
 - . Touchdown point at: 620 m for Flaps 35.
 - 560 m for Flaps 50.
 - . Braking technique: Full brakes at nose gear touchdown *.
 - . Standard temperature.
 - . Zero slope.
- 

Als het vliegtuig initieel het juiste pad op de PAPI heeft gevolgd is er hier dus sprake van een korte landing. Daarvoor ligt de oorzaak in het feit dat een goede flare manoeuvre niet mogelijk was bij de hoge rate of descent en lage voorwaartse snelheid. De lage snelheid had namelijk een verminderde aerodynamische capaciteit van het hoogteroer tot gevolg.

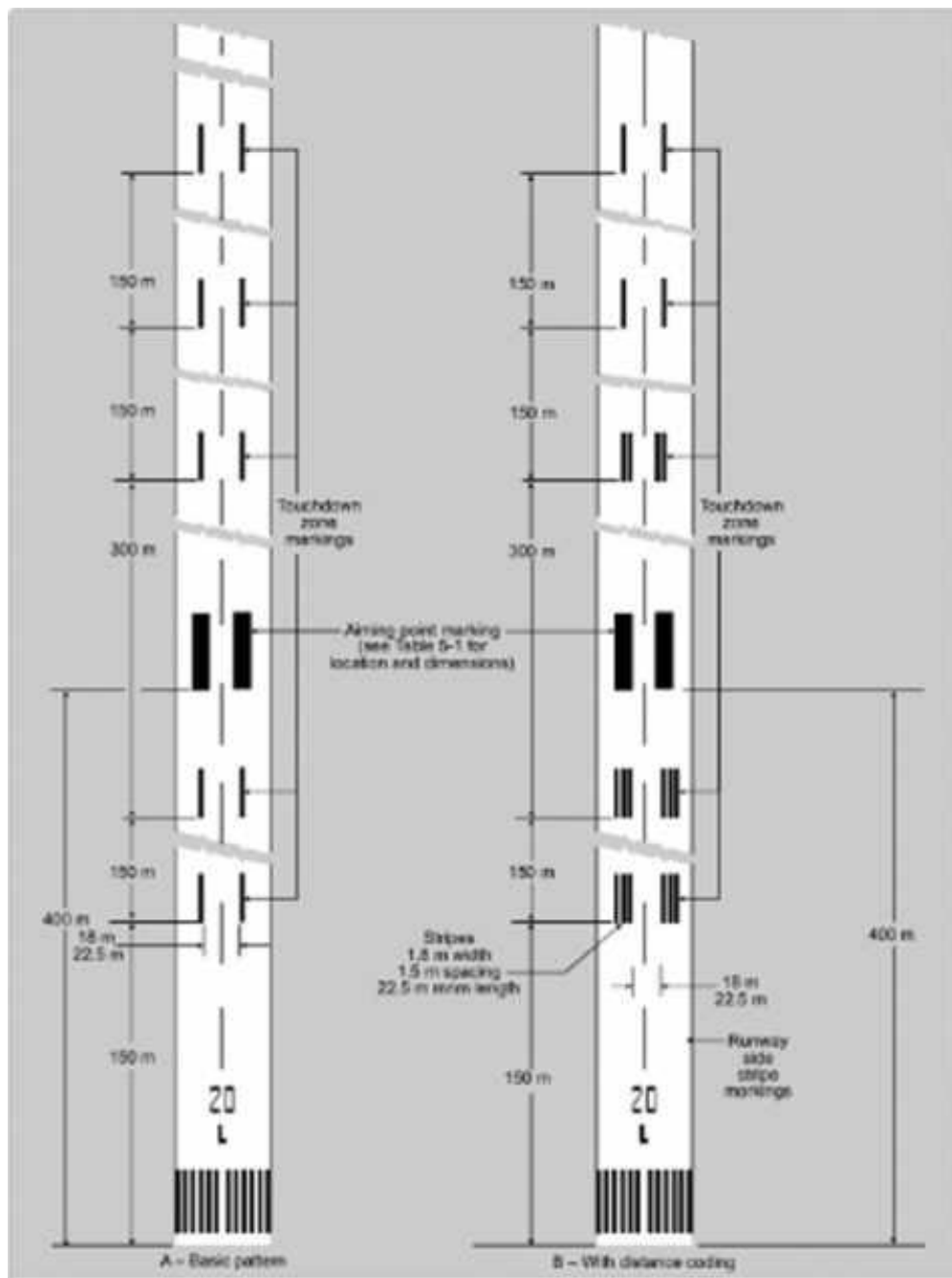
De lengte van de touchdown-zone wordt in de AvioConsult analyse op 268 mtr gezet en op basis daarvan wordt de landing “als ver voorbij de landingszone” gekwalificeerd. Dit brengt de vraag op hoe de touchdown-zone eigenlijk wordt gedefinieerd.

Touchdownzone

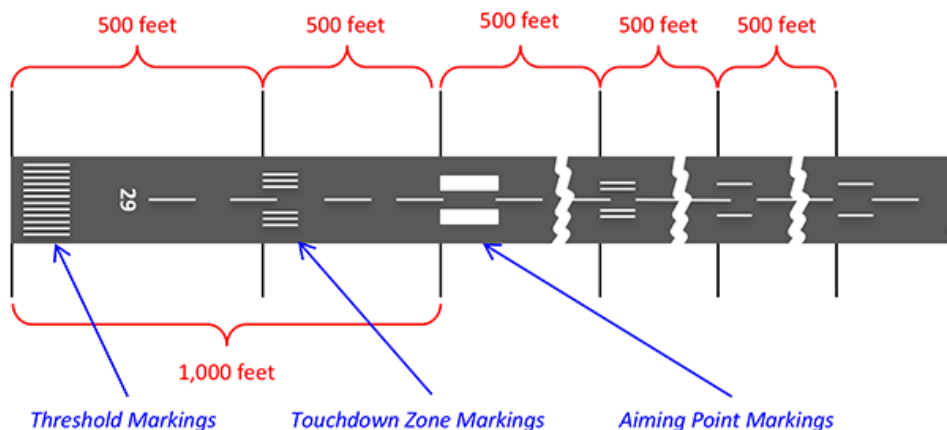
The TDZ is placed after the runway threshold and runway designation markings. This is done to ensure that the aircraft lands on the runway and provide a safety margin in case of e.g. pilot error or sudden loss of height due to windshear or turbulence.

The TDZ is marked by pairs of stripes symmetrically placed on the two sides of the runway centreline. The number of pairs depends on the runway length (e.g. one pair for runways that are shorter than 900 m. 6 if the length is 2 400 m or more. etc.). The aiming point marking coincides

with one of these pairs and is noticeably wider (see picture below). Specific provisions about TDZ marking and aiming point marking, including requirements when to implement these, dimensions, distances, and spacing, are described in ICAO Annex 14, Chapter 5.



Aiming point and touchdown zone markings for a basic runway pattern and a runway with markings that provide distance coding (illustrated for a runway with a length of 2400 m or more) The portion of a runway, beyond the threshold, where it is intended landing aircraft first contact the runway [ICAO]. As it relates to fixed-wing aircraft, it is the first 3000 ft (900 m) of the runway beginning at the threshold. It is the area where the fixed-wing aircraft are expected to touch down. The area is used for determining the touchdown zone elevation in the development of straight-in landing minimums for instrument approaches. A touchdown zone marking consists of pairs of rectangular markings symmetrically disposed about the centerline. The number of pairs is dependent on the length of the runway. It is one pair for runway lengths less than 3000 ft (900 m), two when the length is 3000 up to 4000 ft (900 up to 1200 m), three pairs when the length is 4000 up to 5000 ft (1200 up to 1500 m), four when it is 5000 up to 7000 ft (1500 up to 2100 m), and six if the length is 7000 ft (2100 m) or more.

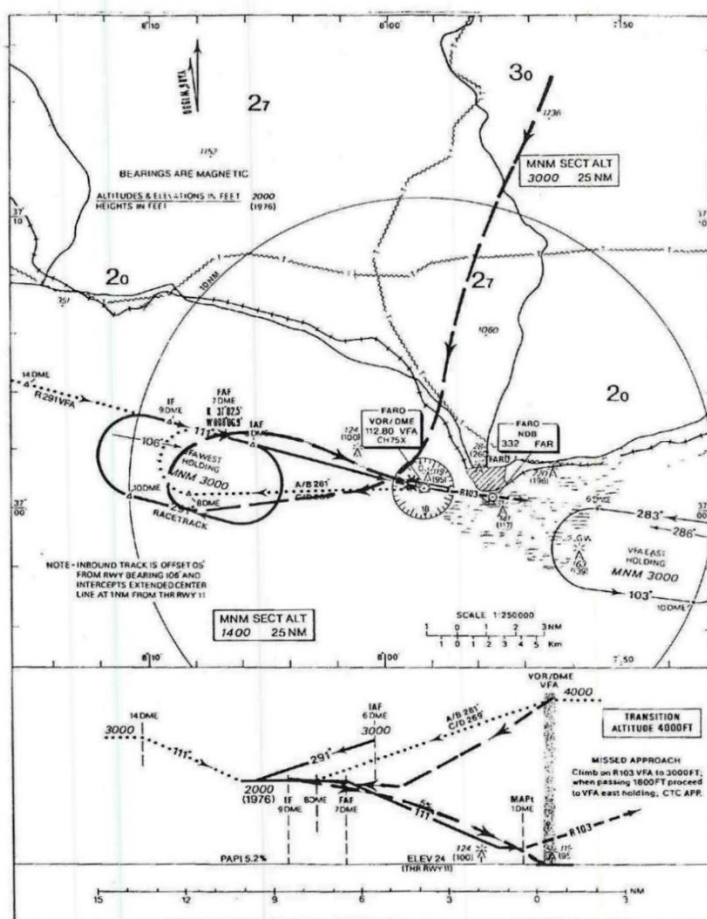


De touchdownzone is dus het **hele gebied tussen de eerste runway markings en de laatste runway markings** zoals de uitleg op de foto laat zien. De touchdown van MP 495 was ongeveer op 392 mtr vanaf de eerste Threshold Markings (415 mtr vanaf het punt waar de runway surface begint) volgens de "Wreckage Distribution Chart". De "Normal Landing Distance" van 560 mtr, bij een gebruik van flaps 50, vanaf de displaced threshold is nooit gehaald. Met andere woorden een te korte en niet een te lange landing.

2. *"De bemanning de nadering voor de landing niet uitvoerde in overeenstemming met de voorgeschreven (Martinair) procedures, en ook niet in overeenstemming met de door de Portugese overheid voorgeschreven naderingsprocedure en -route."*

De Martinair procedure voor een non-precision approach werd niet nauwkeurig gevolgd. Bij een non-precision approach zoals de VOR-approach van baan 11 op Faro moest het vliegtuig eerder dan bij een ILS-approach in de landingsconfiguratie gebracht worden. Die snelheidsreductie werd te laat ingezet. De workload van de cockpitcrew en met name de F/O die vloog werd hierdoor sterk vergroot. De onstabiliteit van de nadering kan hierdoor

De aanname dat de Martinair crew de procedure voor de VOR-approach, wat betreft het 8 nm draaipunt, niet correct gevolgd zou hebben is onjuist. Dat draaipunt was voor zowel categorie A/B als C/D vliegtuigen op 8 nm gezet in de Jeppesen kaart die de crew gebruikte. De Jeppesen kaart was de goedgekeurde naderingskaart en een fout daarin, als deze al bestond, kan de crew nooit kwalijk genomen worden. De approach charts uit het AIP voor de VOR-approach van dezelfde baan uit 1992 en 2019 zijn met elkaar vergeleken. De verschillen tonen overtuigend aan dat de approach procedure niet goed was ontworpen en de layout van de kaart kon leiden tot foute interpretatie en fouten in de uitvoering van de nadering. Ook is duidelijk geworden dat het exact volgen van de gepubliceerde procedure ertoe kan leiden dat het punt waarop men op de eindnadering komt na de inbound turn zeer dicht bij punt D ligt waarop het 3 graden glijpad gevolgd moet worden. Deze ontwerpfout is nog steeds niet gecorrigeerd. In het rapport van het ongeval is het ontwerp nooit besproken.



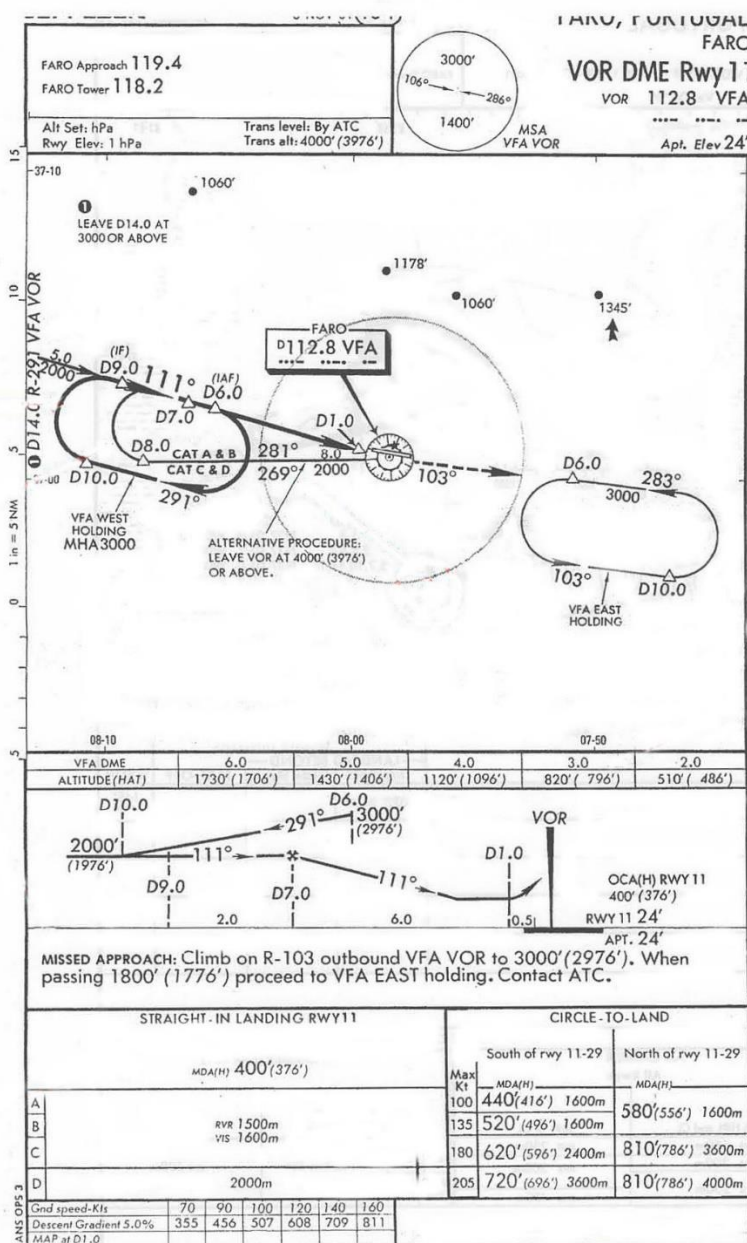
TRAJECTÓRIA RADAR DO VOO MP 495

De kaart geeft slechts 2 mogelijke naderingsprocedures, namelijk:

1. Vanuit de holding over VFA waarbij de racetrack gevolgd wordt en de nadering vanaf 10 DME via een rechterbocht naar de IF van 9 DME wordt geleid op de radiaal 111° voor de eindnadering.
2. Het alternatief is via respectievelijk radiaal 281° en 269° afhankelijk van de vliegtuigcategorie. De DC-10 moet dan de radiaal 269° volgen en op 8 nm indraaien voor de eindnadering.

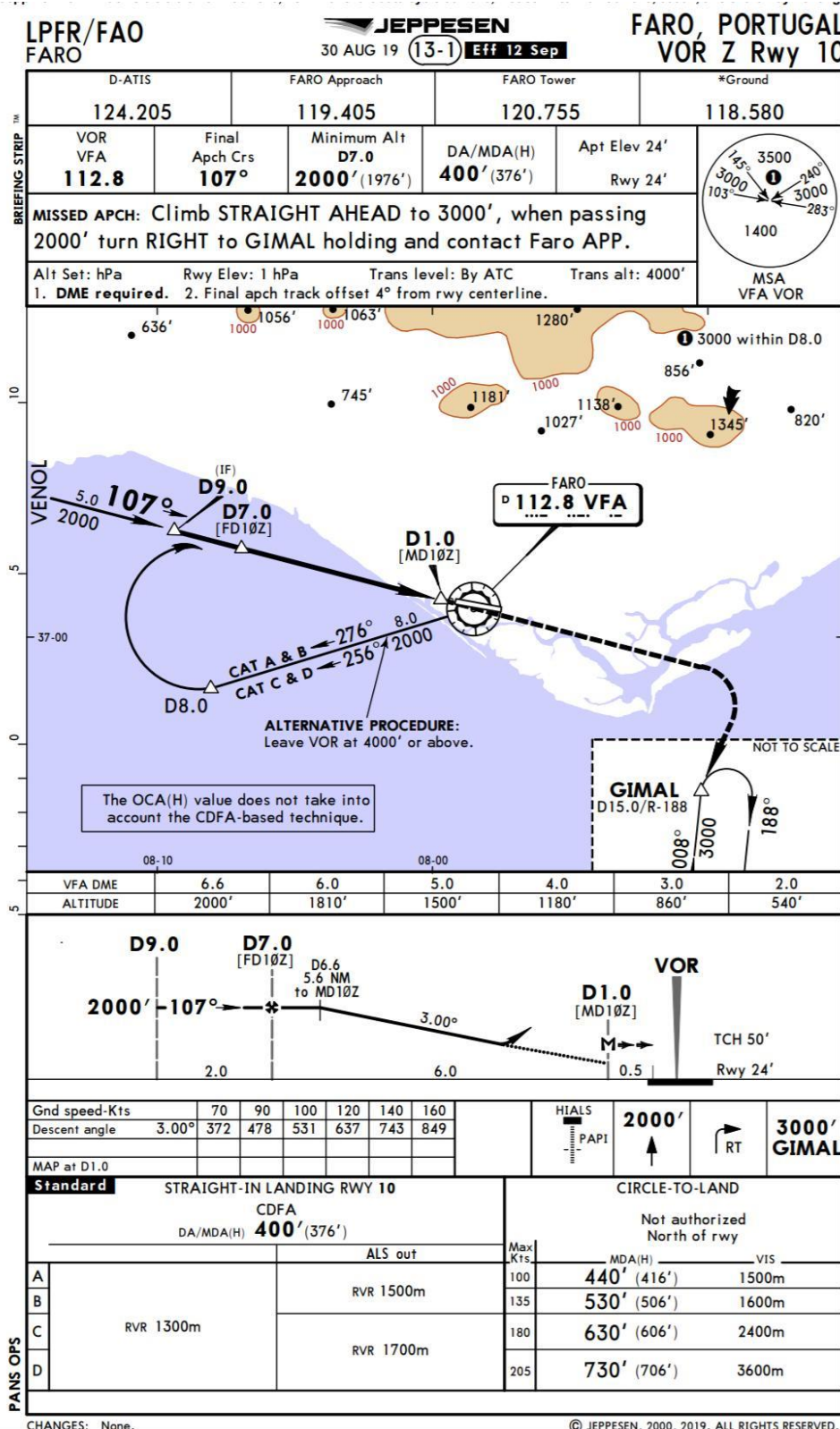
Bovendien was de verlangde radiaal 269° die vanaf de VFA VOR moest worden gevlogen onder sommige omstandigheden aan de erg krappe kant zoals het MP 495 ongeval wel illustreerde. De huidige Jeppesen chart voor de VOR-approach van baan 10 op Faro is wat dat betreft verbeterd maar ook niet optimaal gezien het feit dat het interceptiepunt van de radiaal en het 3° glijspad nog steeds bij elkaar liggen. Ook is hier het draaipunt qua afstand van de VFA VOR (8 NM) voor verschillende categorieën vliegtuigen duidelijk hetzelfde. Een grotere afstand outbound van de VOR zou zorgen voor een langere final approach. Wel toont het feit dat er tegenwoordig High Intensity Approach Lights zijn voor gebruik van runway 10 aan, dat verbeteringen op Faro nodig waren. Dit was dan ook een aanbeveling uit het ongevalsrapport.

Jeppesen approach chart



Het is duidelijk dat AvioConsult in de kritiek die men heeft op de uitvoering van de approach door de Martinair crew zich niet gerealiseerd heeft dat de opdracht van ATC, om de nadering via de radiaal 269° te volgen, de alternative procedure is die in de Jeppesen kaart, die Martinair gebruikte, zo benoemd wordt. De crew heeft daarin dus juist gehandeld. Het woord alternative procedure is op de AIP kaart niet benoemd. Dit kan een omissie zijn in het AIP of elders in het AIP benoemd worden. Als de bewoording alternative procedure niet gebruikt mocht worden dan is de kaartenmaker Jeppesen hiervoor verantwoordelijk en niet de crew of Martinair. Toch is deze bewoording door Jeppesen ook op de approach chart uit 2019 nog gebruikt en dit zal dus wel een correcte benaming zijn.

Approach chart VOR-approach Faro anno 2019



3. Meteorologische briefing

“Echter, een meteo medewerker verklaarde later (RvO § 1.7.2.1) dat noch de gezagvoerder, noch copiloot van vlucht MP495 aan de balie is geweest. Wel zouden twee bemanningsleden van Martinair zijn gezien, maar dat zou dus ook de bemanning van Martinair vlucht MP461, een Boeing 767, die 10 minuten voor MP495 op Faro arriveerde, kunnen zijn geweest. Hierover geeft het RvO geen uitsluitsel. Dit zou kunnen betekenen dat de bemanning van MP495 heeft volstaan met de ontvangen flight folder en met de tijdens de vlucht ontvangen weersinformatie van Flight Information Centers en niet goed was voorbereid.”

In de periode dat ik bij Martinair vloog was het een vaste gewoonte om bij de Meteo op Schiphol een briefing te krijgen. Het verkrijgen van een meteo briefing was verplicht gesteld in het BIM. Dit betekende niet persé een mondelinge briefing door een wachtmeteoroloog maar mocht natuurlijk (denk aan buitenstations) ook een schriftelijke briefing zijn. De verplichting lag dus in het verkrijgen van de meteorologische data om de vlucht veilig uit te kunnen voeren.

Het is nauwelijks voor te stellen dat deze gezagvoerder, die ook instructeur was en meerdere nevenfuncties had bekleed, deze routine niet zou volgen. Mocht de crew aan de Meteobalie op SPL niet met een medewerker gesproken hebben dan nog heeft men op basis van de meteo folder voldaan aan de wettelijke eisen en bood de inhoud van de meteo folder genoeg duidelijkheid over de actuele en voorspelde weergesteldheid op bestemming en uitwijkhaven. Dit punt is door de Commissie van Onderzoek dan ook niet benadrukt als zijnde een manco in de voorbereiding door crew. De opmerking van AvioConsult dat de bemanning mogelijk niet goed was voorbereid, omdat er geen mondelinge briefing zou zijn verkregen, is dan ook suggestief en ongepast.

4. Gebruik van AINS winddata

“Hoewel de door de verkeersleiding aan het vliegtuig medegedeelde wind binnen de limiet viel voor de door de bemanning veronderstelde conditie van de landingsbaan ('wet runway'), was de door de gezagvoerder, in overeenstemming met de voorschriften, van zijn AINS afgelezen wind ver boven die limiet, wat niet tot de enige juiste actie, t.w. een doorstart, leidde.”

Het aflezen van de wind was bij aanvang van de nadering bedoeld om de F/O te coachen wat betreft o.a. de gevraagde heading in de nadering en vlak voor de landing om het besef van de windrichting en sterkte op de actuele hoogte te beklemtonen. Het kan van belang zijn om een mentale notitie te maken bij het lezen van de AINS-wind dat het een kritische landing kon worden i.v.m. crosswind limitaties op een natte baan en een kritische landing distance maar dit vereist geen doorstart als de door de verkeersleiding opgegeven wind binnen de grenzen is. Dat laatste geldt namelijk als referentie om te bepalen of de wind binnen limieten is, Dit staat ook expliciet zo in de Martinair manuals.

5. Aircraft Classification Number

“In het RvO § 1.6.1 bij vliegtuigdata ontbreekt het Aircraft Classification Number (ACN) om te bepalen of de landingsbaan aan de voor een DC-10-30 gestelde eisen voldeed. De actuele en maximale landingsgewichten staan ook niet vermeld (het maximum is vermoedelijk 192.322 kg). Zonder deze gegevens kan ook de toegestane maximale daalsnelheid niet worden berekend voor een actueel vliegtuiggewicht dat lager is dan het maximum.”

De exacte energetische berekening wat betreft het Faro geval is door Boeing wel degelijk gemaakt als onderdeel van het ongevalsrapport van de Federal Express MD-11 crash te Newark. Het gaat namelijk niet om gewicht op zich maar om de belasting door kinetische energie die het

landingsgestel in verticale zin ondervonden heeft. Deze kinetische energieberekening gaat dan ook uit van het actuele gewicht en niet het maximum landingsgewicht.

De DC-10 voldeed ook aan de ACN-waarden voor gebruik van het vliegveld van Faro. Dit blijkt duidelijk uit de hiernavolgende tabel op basis van de PCN-waarden en classificatie van de baan én de runway-shoulders maar ook van AOM DC-10 hoofdstuk 5.1

Note: https://www.gr.unizg.hr/_download/repository/2_acn-tablica.pdf

Baansterkte gegevens runway 11 Faro airport

Om te bepalen of een vliegveld landingsbaan sterk genoeg is voor bepaalde vliegtuigtypes wordt gebruikt gemaakt van de begrippen ACN en PCN.

ACN = a number that expresses the relative effect of an aircraft at a given configuration on a pavement structure for a specified standard subgrade strength.

PCN = is a number that expresses the load-carrying capacity of a pavement for unrestricted operations.

Opgegeven PCN waarde voor Faro airport volgens het ongevalsrapport:

Runway Load Factor Runway pavement	PCN 80 /F/A/W/T Asphalt	Length of hardened area: Width:		2.520 m 150 m			
Aircraft	Weight Max/Min [kN]	Load on one main gear [%]	Tire Pressure [MPa]	Flexible Pavement Subgrades CBR [%]			
				High	Medium	Low	V.Low
				A	B	C	D
				15	10	6	3
DC-10-30, 30 ER, 40	2593 1220	37.9	1.22	59 24	65 25	79 27	107 35

Omdat de ACN-waarde (**59**) lager is dan de PCN-waarde (**80**) mocht er met de DC-10-30 PH-MBN van Martinair, geland en gestart worden op het vliegveld van Faro met een gewichtslimitatie van **259.3 ton**. Het maximum startgewicht van de DC-10 was sowieso lager (**251.7**).

AIRCRAFT OPERATIONS MANUAL

DC-10

5.1. WEIGHT AND BALANCE

5.1.1 Maximum Total Weights

01. STRUCTURAL LIMITATIONS

	DTI-DTK/C 2003 DTA-DTE/DTL/138C/ 9G-ANA	GIA-GIF/ 133c-137C	MBG/MBN MBP/MBT	ALL AIRCRAFT CENTER GEAR RETRACTED
Taxi 1).....	257.600	253.100	253.100	200.900
Take-off.....	256.300	251.700	251.700	199.600
Landing.....	186.400	186.400	192.300	164.900
Zero Fuel 2) ..	167.200	167.200	182.200	158.800

Conclusie:

De sterkte van de baan inclusief shoulders voor de reguliere operatie op Faro met een DC-10-30 voldeed dus aan de regelgeving. De algemene suggesties door AvioConsult in haar rapportage dat de runway-shoulders niet sterk genoeg zouden zijn en dat de ACN-waarde niet bekend was, waren onterecht.

6. Dispatch met unserviceable reverser.

“In RvO § 1.6.3 staat dat landingen in Amsterdam verplicht zijn met drie werkende straalomkeerders. Dit klopt niet. Verderop staat in RvO § 1.17.1.4 dat een vliegtuig niet zou moeten vertrekken met een defecte straalomkeerder vanaf een vliegveld waar reparatie mogelijk is. Dit is een regel van de vliegmaatschappij en heeft geen verband met de luchtwaardigheid en veiligheid, omdat werd voldaan aan de voorschriften; de defecte straalomkeerder werd voor de vlucht mechanisch geblokkeerd door de Technische Dienst.”

Algemeen

De Dispatch Deficiency Guide uit het AOM DC-10 van Martinair is een wettelijk document dat de regels van de fabrikant en de maatschappij regels in zich combineert. Het doet er dus niet toe of het hier een maatschappij regel betreft of een regel voortvloeiend uit de Master Minimum Equipment List van de fabrikant: de DDG moet altijd nageleefd worden.

Toepassing DDG

De DDG bleek verwarrend. Het ziet dispatch met een thrust reverser kapot als een consult item. Dit wordt aangegeven met een * bij het betreffende item. Een consult item betekent dat na overleg met de gezagvoerder er besloten mag worden om het vliegtuig met het kapotte item te laten vertrekken. Tegelijkertijd zit er een restrictie op dat reparatie uitgevoerd moet worden op een station waar dit mogelijk is. Voor vertrek ex AMS, de Martinair maintenance base zou dit dus geen dispatch met een unserviceable thrust reverser maar reparatie moeten betekenen. DDG 3.1.0 General geeft echter aan dat, wanneer reparatie niet op tijd mogelijk is, subparagraph 02 over consult items weer geldt. Daarbij is Dispatch mogelijk, na overleg, onder de verantwoording van de flightcrew. Dit is bij vlucht MP 495 dan ook zo gebeurd.

Het deactiveren van de reverser is ook correct gebeurd. Ook is duidelijk dat de kapotte reverser niet heeft bijgedragen aan het ontstaan van het ongeval. Ook de luchtwaardigheid is in essentie niet in geding geweest omdat dispatch met een kapotte reverser soms wel toegestaan was. Het is opvallend dat ook de Portugese autoriteiten in hun ongevalsrapport betreffend MP495 over de onduidelijkheid van de DDG een bevinding hebben geplaatst. Dit heeft als oorzaak de verwarrende tekst en het concept van de met een * aangeduide “Consult Items”.

Voor wat betreft de “vereiste” serviceability van de reversers bij landingen op AMS: die verplichting kon nooit opgelegd worden. Een vliegtuig mag bij vertrek vanaf een buitenstation in geval van een reverserklacht, waarbij geen reparatie mogelijk is, toch gedispached worden. Wat hier bedoeld werd is dat bij geen klachten bij de landing op Schiphol de crew verzocht werd waar mogelijk op alle motoren reverse te gebruiken om de serviceability van alle 3 de reverse systemen te kennen. Met name de verificatie van de correcte operatie van de reverser op motor 2 was van belang vanwege de lastige toegang tot deze motor die zich hoog in de staart bevond. Het ongevalsrapport § 1.6.3 is op dat punt, zoals AvioConsult terecht opmerkt, niet correct.



aircraft operations manual **DC10**

3.1. DISPATCH DEFICIENCY GUIDE
3.1.17 Power Plant

★ - Thrust Reversers

One fan thrust reverser may be unserviceable provided:

- . Aircraft shall not depart a station where repair or replacement can be made.
- . The unserviceable fan thrust reverser is secured and stowed according to MAI 78-00-01.
- . When dispatching from a wet or contaminated runway, the thrust used for take-off shall not be less than full A rating.
- . Asymmetric thrust reverser configuration does not seriously affect directional control due to the runway conditions at destination and/or alternate airports.
- . Anti-skid system is in Phase IV configuration.

01 INTRODUCTION

- The Dispatch Deficiency Guide (DDG) has been compiled to assist captains, flight engineers and ground engineers in deciding whether or not an aircraft with an unserviceable item or missing part may be dispatched.
- For ground engineers this information is made available in a DDG Manual.
- The DDG does not include components which are obviously required. Also not included are components of minor significance, which are obviously not required.
- The dispatch directives in the DDG are applicable until the commencement of the take-off run.

02 CATEGORIES

- To facilitate decision-making, the deficiencies in the DDG have been divided into three categories: "go", "no go" and "consult". Consult items are indicated by an asterisk (★).
- The required actions for the different categories are as follows:
 - "go" : If repair would result in more than 15 minutes delay, the aircraft may be dispatched. Cockpit crew should be briefed by ground engineer. Two or more "go" items automatically become "consult" items.
 - "no go" : The aircraft may not be dispatched. Captains are not authorized to make an overriding decision.
 - "consult" ★ : Consult between cockpit crew and ground engineer should take place as early as possible. Dependent on this consult (i.e. evaluation of operational consequences) dispatch may or may not be acceptable. At Schiphol when cockpit crew is not yet available Maintenance Control should contact the Flight Technical Department for advice, see also subpara 05 below.

03 ATTENTION GROUND ENGINEER

- Dispatch with an unserviceable item or missing part should not be considered if repair or replacement can be made within the available time. If this is not possible, refer to subpara 02 above.

7. Available runway length

"De lengte van de landingsbaan staat in het RvO § 1.10.2 vermeld als 2490 m, terwijl de beschikbare landingslengte volgens de Landing Data Card (Bijlage 1) 2445 m was. Dit verschil wordt in het RvO niet verklaard. De lengte van de landingszone (is 'touchdown zone') staat hier aangegeven als zijnde 268 m. Deze lengte wordt verderop in deze analyse gebruikt."

Beschikbare baanlengte.

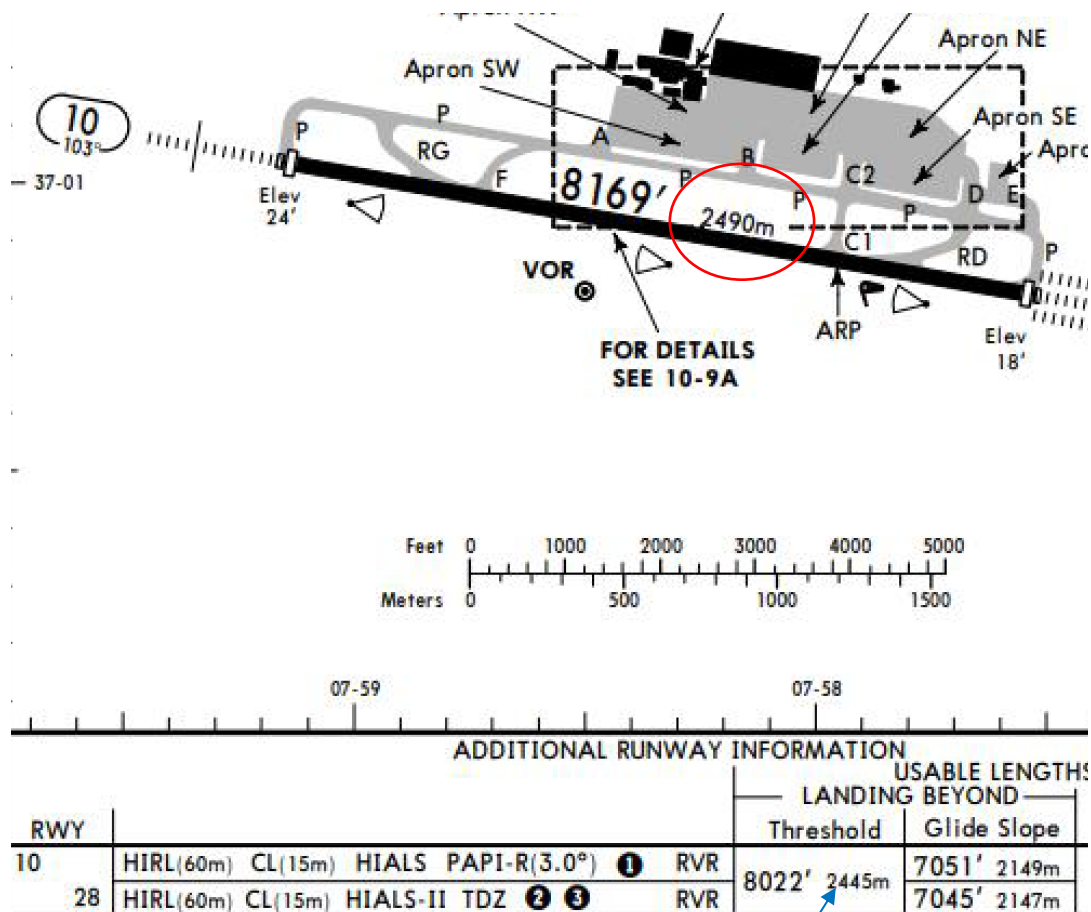
Totale baanlengte op Jeppesen aerodrome chart 10-9 geeft altijd de volledige baanlengte weer inclusief displaced threshold. In dit geval dus 2490 mtr. Bij de additional runway information staat dan de beschikbare baanlengte voorbij de threshold: 2445 mtr

Dus aan 2 zijden van de baan is een stuk unusable runway (2 x 22,5 mtr) dat daarmee ook niet mag worden meegeteld voor de Available Landing Distance.

De door de crew gebruikte 2445 mtr op de Landing Card was dus correct.

Wel noemde de F/O per abuis de volledige runway length bij de crewbriefing voor de approach en niet de operationeel relevante Available Landing Distance. Dit toont mogelijk een lacune in kennis van de Jeppesen kaarten of het was een vergissing.

F/O	... intercept the one zero three, climb three thousand feet, proceed to the holding ... east holding, uh, airport elevation and runway elevation twentyfour feet, transition ..., four thousand ... fly the approach with fifty flaps, manual crew coordination procedure ... you call approaching minimums and field in sight... you looking outside ... runway is twenty four ninety ... wet runway
-----	--



Beschikbare lengte voor de landing

In dit geval is de verplaatste threshold voor beide banen gelijk en wordt er slechts 1 waarde voor de beschikbare landing distance genoemd.

In het voorbeeld van de banen 03 en 21 op Lissabon, zoals hierna is weergegeven, is er sprake van een beduidend verschil tussen de ligging van de thresholds van baan 03 en baan 21.

LPPT/LIS

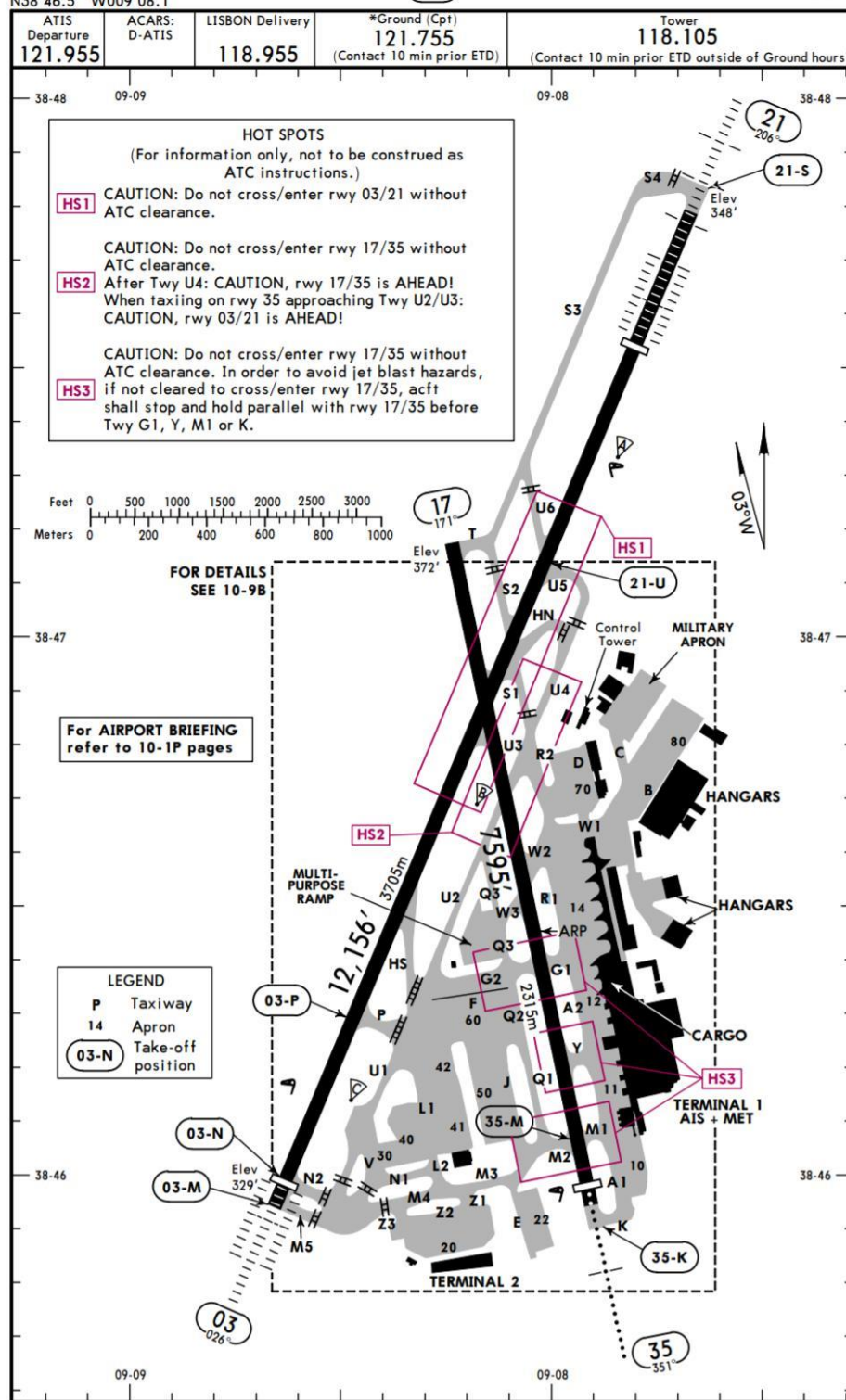
Apt Elev 374'
N38 46.5 W009 08.1

JEPPesen

23 NOV 18 10-9 Eff 6 Dec

LISBON, PORTUGAL

LISBON



ADDITIONAL RUNWAY INFORMATION							
RWY					USABLE LENGTHS		TAKE-OFF
					LANDING	BEYOND	
					Threshold	Glide Slope	
03	HIRL (60m) CL (15m) HIALS-II TDZ ①② HSTIL-HN RVR	11,867'	3617m	10,874'	3314m		
21	HIRL (60m) CL (15m) HIALS-II TDZ ② HSTIL-HS RVR	10,515'	3205m	9435'	2876m		③
① REIL ② PAPI-L (3.0°) ③ TAKE-OFF RUN AVAILABLE RWY 03: From posn M (CL not avbl) 12,156' (3705m) posn N 11,913' (3631m) posn P 9865' (3007m) RWY 21: From posn S 12,484' (3805m) ④ posn U 7907' (2410m) (except for heavy jets)							
④ Available only in normal visibility operations							
17	HIRL (30m)						148'
⑤ 35	HIRL (30m) HIALS PAPI-L (3.0°)	7382'	2250m			⑥	45m
⑤ Grooved between TWY M1/M2 intersection and RWY 03/21 ⑥ TAKE-OFF RUN AVAILABLE From posn K 7874' (2400m) (except for B747 and B777) posn M 6890' (2100m)							

De totale lengte van RWY 21 is 3705 mtr maar de baandrempeel van de baan is verplaatst waardoor er voor landing distance nog maar 3205 mtr over blijft zoals de kaart met additional runway information aangeeft. Kaart 10-9 geeft dus niet altijd de correcte landing distance weer in meters. Slechts het feit dat de threshold is verplaatst valt op. Maar de waarde van de remaining Landing Distance in meters valt alleen op te maken aan de additional runway information chart 10-9A. Het mag duidelijk zijn dat deze onduidelijkheid in de Jeppesen kaarten een ongewenst risico vormt bij kritische baanlengtes, slechte weersomstandigheden en/of suboptimale baancondities.

8. Motief voor het te vroeg reduceren van het motorvermogen

“Een reden voor het te vroeg dichttrekken van de gashendels zou ook kunnen zijn dat de vlieger doorkreeg dat het vliegtuig te ver op de landingsbaan zou neerkomen als de snelheid niet snel zou worden gereduceerd. Dit kan op een toch al korte baan catastrofale gevolgen hebben, tenzij alsnog een doorstart wordt geïnitieerd...”

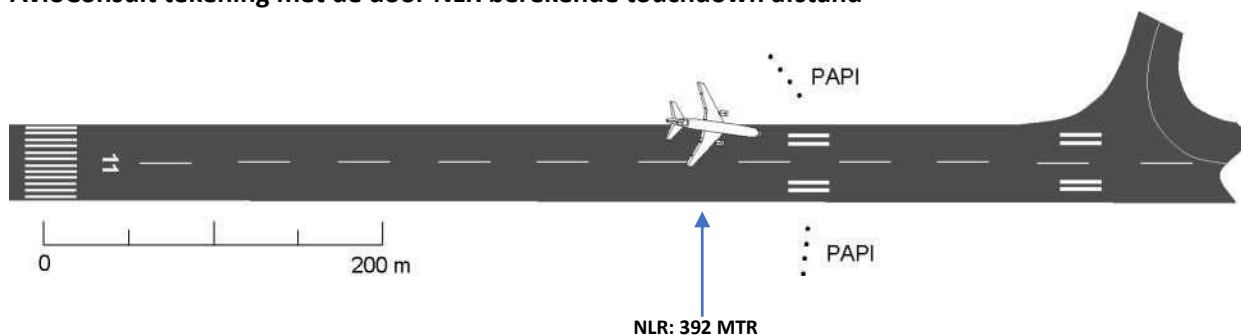
Zoals eerder aangetoond kon er bij het volgen van de PAPI-indicatie en de bijbehorende flare manoeuvre nooit sprake zijn van een lange landing. De Landing Distance tabel houdt hier al rekening mee. Als het vliegtuig het correcte 3 graden glijpad volgt zal de Actual Landing Distance conform het AOM zijn. Uiteraard is de juiste snelheid daarbij wel een vereiste.

Wel kan de vlieger hiervan niet goed op de hoogte geweest zijn of werd hij onderworpen aan een visuele illusie van te hoog uitkomen door refractie van regen op de windshield in combinatie met verminderde zichtwaarden. Ook het idee dat het verticale pad gecorrigeerd moet worden door het terugnemen van motorvermogen – zoals op sommige vliegscholen op kleinere vliegtuigen wordt aangeleerd – is fundamenteel onjuist. Het volgen of corrigeren van een glijpad gebeurt door middel van pitch inputs. Als dat hier gebeurd zou zijn dan had het ATS systeem de snelheid gehandhaafd en was de waarschijnlijkheid van het ontstaan van het ongeval vele malen kleiner geweest.

9. *“Volgens het RvO § 1.12.1 landde het vliegtuig aan de linkerkant van baan 11. De schets met de juiste locatie in RvO Annex 11 is echter niet leesbaar door het verkleinen en kopiëren. In § 2.3.1 van het rapport van het Nationaal Lucht- en Ruimtevaart Laboratorium (NLR) te Amsterdam (Ref. 6) wordt de plaats van neerkomen in woorden beschreven: Het vliegtuig kwam neer op een afstand*

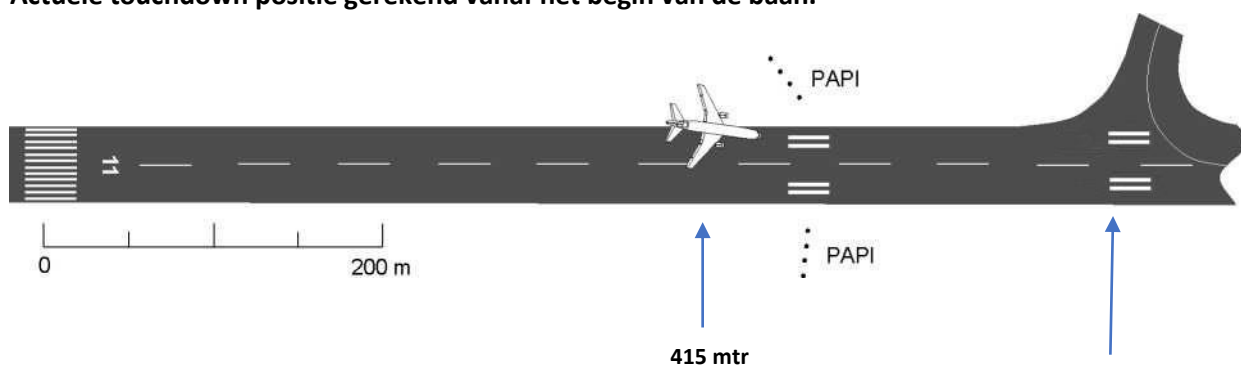
van 392 m van de baandrempel, 124 m voorbij de 268 m lange 'touchdown' zone, op 22 m links van het midden van de 45 m brede landingsbaan, met het middelste landingsgestel (midden onder de romp, tussen beide hoofdlandingsgestellen) op de rand tussen de baanlampen en het terrein. Volgens het NLR kwam het linker hoofdlandingsgestel dus geheel buiten de landingsbaan terecht; slechts het rechter hoofdlandingsgestel kwam neer op het asfalt van de landingsbaan. Het werd niet duidelijk of het terrein naast de baan hoger of lager lag dan het asfalt en of het linker landingsgestel wellicht daarin wegzakte, waarmee de breuk in het rechterlandingsgestel ook zou kunnen worden verklaard."

AvioConsult tekening met de door NLR berekende touchdown afstand



Plaats van landing (touchdown) op het eerste deel van de landingsbaan.

Actuele touchdown positie gerekend vanaf het begin van de baan.



De NLR-berekening van 392 mtr t.o.v. de baandrempel is correct. Als we de totale afstand nemen vanaf het punt waar het asfalt begint komt hier nog 22,5 mtr bij.

Actuele 2^e touchdownzone markeringen

Note: In de tekening is een correctie uitgevoerd ten opzichte van de AvioConsult analyse tekening om de juiste 2^e touchdown markeringen aan te geven.

Aan de hand van de Wreckage Distribution Chart wordt duidelijk dat het center gear op de baan terecht kwam, aan de rechterkant van de baanlampen. Zoals inmiddels duidelijk is geworden, was de oorzaak van de RH gear failure ook niet het wegzakken van de LH gear in de shoulder van de baan (hetgeen ook niet gebeurd is) maar de zeer harde landing op de RH gear. Ook de opmerking over het terrein naast de baan is niet relevant aangezien geen enkele gear werkelijk naast het verharde gedeelte terecht is gekomen. Het linker gear dat op de shoulder van de baan terecht kwam is hierin niet weggezakt omdat hiervoor geen sporen bestaan. De shoulder van de baan kende een identieke bearing strength als het baanoppervlak volgens het Portugese ongevalsrapport.

Het touchdown punt van de eerste wielen, die van het RH gear, was op 392 mtr ten opzichte van de displaced threshold oftewel 415 mtr gerekend vanaf het begin van de baan. De basis hiervoor

is de officiële wreckage chart uit het ongevalsrapport waar de exacte afmetingen staan aangegeven. De opgave van de afstand door NLR van 392 mtr is verwarrend omdat niet specifiek is uitgelegd van waaruit is gemeten.

Note:

Ook de positie van de tweede set touchdown zone markings in de tekening van de AvioConsult analyse is gecorrigeerd naar de werkelijke afstand van ongeveer 600 mtr vanaf de displaced threshold.

10. *“Het RvO stelde in § 1.16.4 sub 6.6 dat de dwarswindinformatie uit het traagheidsnavigatiesysteem werd beïnvloed door de sliphoek die aanzienlijk was. Een sliphoek kan niet worden gemeten, maar als het richtingsroer is uitgeslagen, dan is er wel een sliphoek. Kort voor het aflezen werd het richtingsroer een paar keer naar links gepiekt tot 30%, waardoor ook de koers ca. 10° kromp.*

Dit had nauwelijks effect op snelheid en motorvermogen, zodat niet van een aanzienlijke sliphoek kan worden gesproken. Uit het CVR-transcript blijkt dat de gezagvoerder de wind, niet de dwarswind, aflas van het display van het systeem. Dat gebeurde om Grafiektijd 07:32:39, 3 - 4 sec. nadat de vlieger richtingsstuur naar links gaf om de langsas van het vliegtuig op te lijnen met de landingsbaan. Er was daarom waarschijnlijk helemaal geen aanzienlijke sliphoek op het moment dat de wind werd afgelezen. Aan de windinformatie uit het traagheidsnavigatiesysteem (AINS) had dus wel waarde toegekend moeten worden”.

Het NLR-rapport stelt dat de wind informatie van het AINS sterk beïnvloed wordt door een sideslip. Het valt niet meer te bewijzen of de wind readout van de gezagvoerder op 10 seconden voor de landing al was afgelezen voordat het vliegtuig begon te slippen of erna. De slip introduceert namelijk volgens het NLR een underreading van de wind hetgeen volgens het NLR het bewijs kan zijn voor een plotselinge windshift bij een gelijke wind op de display. Gezien het feit dat de benoemde wind overeenkomt met de wind die er gedurende de gehele approach al stond zijn er 2 waarschijnlijke scenarios:

1. Het aflezen van de wind geschiedde vóór de rudder input en werd pas iets later benoemd.
2. De rudder input was nog niet voltooid en daarmee waren de effecten (lees slip) beperkt en bleef de wind display dezelfde waarden aangeven.

Een tamelijk grote windverandering zoals de NLR suggereert lijkt mogelijk omdat de SIO-wind en de berekende wind door het NLR wel dicht bij elkaar in de buurt liggen. Hoe de windinformatie van het AREA NAV systeem, dat op bladzijde 46 en 47 van het NLR-rapport staat, is bepaald is onduidelijk. Hiervan bestaat geen registratie op de DFDR. Of de door de NLR berekende windverandering geleid heeft tot een windshear van betekenis wordt soms verondersteld. Dit is niet als zodanig benoemd in het Portugese Rapport. Echter volgens hetzelfde ongevalsrapport heeft de SIO wel 2 minuten na het ongeval een windshear warning geregistreerd op basis van het gemeten windverschil van 15 kts tussen de windsensoren van baan 11 en baan 29. Daarmee is echter niet aangetoond dat er een windshear was vlak voordat de touchdown van MP495 plaats vond.

11. *“Radarwaarnemingen. In RvO § 1.17.5 staat dat het door MP 495 gevolgde traject kon worden bepaald tot aan de landing. In Bijlage 2 is het laatste deel van het naderingspad op de 'Approach Chart' ingetekend in zowel het horizontale als het verticale vlak. Ook staat er dat uit de registratie van data van de radar bij Lissabon kon worden bepaald dat de 'rate of descent' op het moment van de landing 1000 ft/min was (RvO § 2.2.3; in het rapport in de Portugese taal staat overigens 900 ft/min. Er zou geen significant verschil zijn met de positie- en hoogtegegevens uit het AIDS en*

DFDR. Met een gewone verkeersleidingradar, die bovendien op grote afstand van Faro in Lissabon staat, kan onmogelijk de 'rate of descent' van een vliegtuig bij Faro worden bepaald. Slechts een zgn. 'Precision Approach Radar' die op het vliegveld staat kan dat, maar Faro had niet zo'n radar. De antenne van een verkeersleidingradar draait met een niet zo groot toerental rond en ontvangt slechts eenmaal per omwenteling een paar echo's van een vliegtuig. De hoogteresolutie van een zich op grote afstand bevindende verkeersleidingradar, die een langzaam draaiende antenne heeft, is niet zo groot als nodig is om betrouwbare hoogtedata te leveren en daaruit een betrouwbare 'rate of descent' te berekenen. Bovendien komen de op de CVR opgenomen mondelinge hoogterapportages tijdens de nadering niet overeen met het op de 'Approach Chart' ingetekende hoogteprofiel, zie de tabel in Bijlage 2. De herkomst van de op de 'Approach Chart' ingetekende hoogte van het vliegtuig is daarom onduidelijk. Ook niet duidelijk is of de 'range resolution' van de radar (ca. 500 ft per microseconde pulsbreedte) wel toereikend is voor een nauwkeurige weergave van de afgelegde weg in het horizontale vlak zoals door de CvO in Bijlage 2 is ingetekend”.

De nauwkeurigheid van de radarpositie overlay op de approach chart van de VOR-approach voor baan 11 zou op een kaart met een andere schaal moeten worden aangetoond. Of de herleiding van rate of descent mogelijk is uit de radar data is onduidelijk maar dit is wel als zodanig opgenomen in het ongevalsrapport. Wel is duidelijk geworden dat de vorm van de radarplot grotendeels overeenkomt met de berekende Trackanalyse. De AvioConsult analyse, die op 80 seconden vóór touchdown begint op een afstand van ongeveer 3 NM, resulteert in een track van 117° gebaseerd op een constante heading vanaf dat punt komt. Hieruit volgt een rechte lijn die echter afwijkt van de track zoals deze is berekend in dit document. Ook is de rechte lijn niet in overeenstemming is met de radartrack noch met de gemiddelde Heading en de instelling van de Heading Bug op het Glareshield Panel die 123° is zoals [de verbeterde cockpit foto](#) laat zien.

- 12.** *“Hoewel het vliegtuig volgens het DC-10 Airplane Operating Manual (bron: RvO) niet van Schiphol had mogen vertrekken met een defecte straalomkeerder ('thrust reverser'), had dit geen invloed op het verloop van de vlucht en de landing. Volgens luchtwaardigheidsvoorschriften mag een DC-10 met één defecte straalomkeerder vertrekken, mits de defecte straalomkeerder voor aanvang van de vlucht wordt geblokkeerd, hetgeen geschiedde”.*

Er staat in de DDG dat het vliegtuig normaal niet mag vertrekken van een station waar reparatie kan worden uitgevoerd. Schiphol is de maintenance base voor Martinair dus dispatch met een kapotte reverser was vanaf Schiphol niet toegestaan. Echter omdat het een consult item in de DDG betrof mocht, onder overleg met de crew, wel tot Dispatch besloten worden. Consult Items zijn herkenbaar aan het * teken.

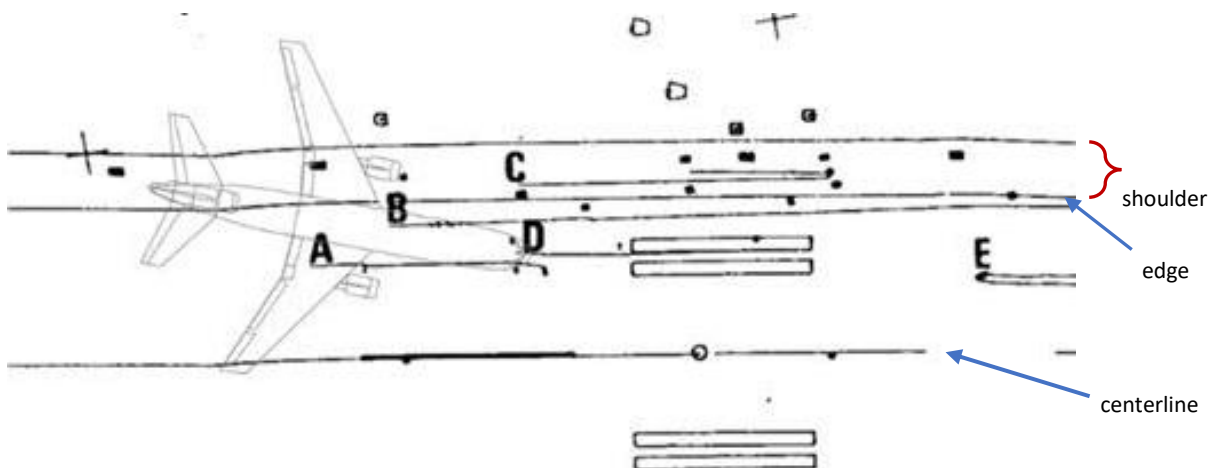
★ - Thrust Reversers

One fan thrust reverser may be unserviceable provided:

- . Aircraft shall not depart a station where repair or replacement can be made.
- . The unserviceable fan thrust reverser is secured and stowed according to MAI 78-00-01.
- . When dispatching from a wet or contaminated runway, the thrust used for take-off shall not be less than full A rating.
- . Asymmetric thrust reverser configuration does not seriously affect directional control due to the runway conditions at destination and/or alternate airports.
- . Anti-skid system is in Phase IV configuration.

13. "Volgens het NLR kwam alleen het rechter hoofdlandingsgestel op de landingsbaan terecht, het middelste landingsgestel raakte de 'shoulder' tussen de baanlampen en het terrein; het linker hoofdlandingsgestel kwam dus geheel buiten de landingsbaan terecht (§ 3.1.15). Hierover schreef RvO noch RVDL. Het NLR moet die informatie toch ergens vandaan hebben".

Hierna volgt de afbeelding op basis van de wreckage distribution chart met een overlay van de DC-10 op schaal. Hierdoor is het mogelijk om de gear posities op de baan na touchdown te verifiëren. De overlay komt overeen met het officiële ongevalsrapport. Dit bewijst dat de rapportage van de NLR op dit punt incorrect was.



Legend

A – Track of Main Landing Gear Right Hand side tires
B – Track of Main Landing Gear Center side tires
C – Track of Main Landing Gear Left Hand side tires

D – Zigzag of Main Landing Gear Right Hand side
E – Impact and trailing of engine #3
F – Furrow made by flange of drop wheel #2 of MLG center side

Note 1:

Het NLR-rapport is onomstotelijk incorrect op dit punt. De wreckage distribution chart geeft duidelijk weer waar de tracks gemaakt door het vliegtuig op de baan zich bevinden. Center gear en Right Main gear zijn op de baan gekomen en zelfs niet op de shoulder. De Left Main gear is op de shoulder terecht gekomen die een zelfde bearing strength kent als de baan.

Note 2:

Er is wel een discrepantie tussen het officiële ongevalsrapport en de DFDR-analyse van het NTSB waarin de heading bij touchdown verschillen. Het RvO geeft een crab-angle van 7° en de NTSB 11°.

AvioConsult is uitgegaan van een getraverseerde landing onder een hoek van 11° conform de NTSB-bevindingen hetgeen juist is. Het verschil van 4° tussen het Rapport van Ongeval en de NTSB-rapportage maakt niet veel uit voor de gear posities maar het toont een bepaalde mate van onwenselijke onnauwkeurigheid in het officiële rapport.

Portugees Rapport van Ongeval

The aircraft performed the landing on the left hand side of Runway 11, with a crab-angle of 7° to the right and a roll angle of 5.62° left wing up.

NTSB rapport

One second after contact with the runway the indicated airspeed shows 126 kts, a roll excursion of + 5.62° left wing up and a pitch attitude of + 8.790° nose up. A vertical acceleration of 1.9533 G. was registered and the magnetic heading was 116,72°.

14. *"In tegenstelling tot wat de RVDL stelt op pag. 7 van Ref. 5 breekt een landingsgestel 'naar alle waarschijnlijkheid' niet bij het neerkomen op het rechterwiel als de rolhoek 4° naar rechts is en de opstuurhoek 11° (op een natte landingsbaan). Een landingsgestel is erop gebouwd om die krachten te verdragen en breekt niet zomaar. De RVDL heeft het helaas niet over de mogelijkheid van het landen met de door rembediening geremde of geblokkeerde wielen (§ 4.6.10) terwijl zij toch ook de beschikking had over de grafiek waaruit blijkt dat de rem werd bediend (Bijlage 6)"*

De rolhoek naar rechts was 6° en niet 4°. In 1992 was de kennis over de zwakke plek in de DC-10 Landingsgestel-Vleugel constructie nog niet voldoende bekend. Het ongeval met MP 945 was de eerste waar dit fenomeen zich voordeed. Het werd wel een voorbeeld voor de toepassing van de energieberekeningen die onomstotelijk aantoonde dat er in feite ook iets mis was met het certificatieproces van de landing gear bij de DC-10 en MD-11. De huidige generatie kan niet meer gecertificeerd worden onder de toen geldende normen. Dat er met een geblokkeerd (geremd) wiel geland is, is onwaarschijnlijk gezien de bescherming die hiervoor in de DC-10 is ingebouwd. De analyse uit het ongevalsrapport van de China Airlines MD-11 te Hong Kong toont de dynamiek en extra belasting door de fenomenen spinup en springback.

Bij het Faro ongeval worden deze verschijnselen in het NLR-rapport benoemd als vibraties en bij de AvioConsult analyse herleid naar een geremd wiel bij de landing. Deze beide aannames blijken niet correct te zijn.

15. *"De RVDL wilde toevoegen (pag. 11, Bijlage 10, § 30) dat de breuk in het landingsgestel, behalve door de grote 'rate of descent', mede was veroorzaakt door het neerkomen op het 'right hand aft wheel' en de opstuurhoek. Een vliegtuig komt altijd neer op een 'aft wheel', of bedoelt men het 'right-hand main gear'? Het is bij de meeste typen vliegtuigen helemaal geen bezwaar om met een opstuurhoek (op een natte landingsbaan) neer te komen, het landingsgestel is daarvoor doorgaans sterk genoeg".*

Het is duidelijk dat, gezien de roll angle van 6° naar rechts en de pitch attitude van 8°, hier gepraat wordt over het RH aft wheel van de RH main gear. De aanname dat de meeste typen vliegtuigen

met een opstuurhoek mogen landen op een natte baan is niet correct. Boeing staat dit beperkt toe. Airbus gebruikt liefst de fully decrabbed landingstechniek maar staat een crab angle van ongeveer 5 graden toe. Dit was ook het geval voor de DC-10. Natuurlijk zijn er hier marges ingebouwd bij de certificatie maar de intentie van de fabrikant is duidelijk: bij Airbus, Douglas en Fokker vliegtuigen behoort niet of slechts minimaal getraverseerd geland te worden. De rolhoek bij deze harde landing in Faro droeg alle energie die het landingsgestel moet opvangen over op 1 landingsgestelpoot welke daarop niet berekend was.

16. *“In het laatste concept van het RvO stond dat de wind informatie van het traagheidsnavigatiesysteem aan boord incorrect zou zijn (Bijlage 12 § 59 1e kolom). Deze zin is inderdaad geschrapt; de windinfo was misschien niet erg accuraat (daarover zijn geen gegevens bekend), maar de Martinair procedure vereist dat ernaar wordt gekeken als windshear wordt verwacht, zie ook § 5.3.4. De gezagvoerder handelde dus correct, maar zag niet toe op het juiste gebruik van deze gegevens. Deze factor had in het RvO moeten blijven staan; de kennisname ervan (wind groter dan de limiet) had niet mogen worden genegeerd en had tot een doorstart aanleiding moeten geven”.*

Het is onwaarschijnlijk dat er door de bemanning windshear werd verwacht. Het wordt nergens op de CVR benoemd. Ook zijn er geen meldingen door ATC of Pireps van. Derhalve is er ook geen noodzaak om de windsnelheid van de AINS te benoemen. Dat is alleen een onderdeel van de procedure om windshear te detecteren wanneer het verwacht wordt. De windreadout is namelijk van belang om significante verschillen tussen grondwind en de wind op vliegtuig-hoogte aan te tonen hetgeen kan wijzen op mogelijke windshear.

Het altijd uitlezen van de AINS-wind is een gewoonte die er bij veel vliegers als ze Pilot Monitoring zijn, ingeslopen is. Mogelijk wordt het gedaan om het bewustzijn te vergroten bij de Pilot Flying over de heersende windrichting en sterkte. Echter de door de toren opgegeven windinformatie blijft bepalend voor de beslissing of de windsterkte te hoog is om bij de heersende condities te mogen landen.

17. *“Op 250 ft hoogte ging het zicht op de landingsbaan tijdelijk verloren omdat het blijkbaar begon te regenen en de ruitenwissers niet aan waren. Dit op zich is geen reden om de nadering af te breken. De suggestie van de RVDL deze zin te schrappen is overgenomen, maar wel is blijven staan het ontbreken van naderingslichten als bijdragende factor (Bijlage 12 § 60). Dit wordt echter niet gezien als een aan het ongeval bijdragende factor. Dit feit werd blijkbaar al enige tijd geaccepteerd door Martinair, want er werd naar Faro gevlogen; blijkbaar vond men de baanverlichting voldoende en was dit niet tegen de regels”.*

Het verlies van het zicht op de baan beneden de MDA (beslissingshoogte) is wel degelijk reden voor een goaround. In dit geval was er vermoedelijk eerder sprake van verminderd zicht omdat de F/O zijn windshield wipers niet op High had staan. Totaal verlies van zicht op de baan is niet waarschijnlijk omdat de gezagvoerder dan wel een goaround had laten inzetten. Toen de FE alsnog de wipers op High zette bleek er inderdaad voldoende zicht te zijn om de nadering voort te zetten. Wel wordt duidelijk dat de vraag van de F/O om windshield anti-ice aantoont dat hij niet bewust was van de reden waarom hij slecht zicht naar buiten toe had (wegens de regen en een te lage windshield wiper stand) Het idee dat windshield anti-ice het probleem zou oplossen is niet correct gezien de outside air temperature van 16 ° die door ATC aan de crew gemeld was. Wel toont het aan hoe beperkt het ervaringsniveau van de F/O nog was met zowel de heersende weersomstandigheden als eventuele icing conditions.

De aanwezigheid van een High Intensity Approach Lights System zou de kans op een ongeval verkleind hebben omdat het visuele gedeelte van de nadering wordt ondersteund. Het dient als verlengde van de runway centerline maar ook helpt het indirect bij de inschatting van het glijpad en eventuele roll die het vliegtuig kan hebben. Het feit dat Faro airport deze HIALS later alsnog heeft geïnstalleerd bewijst dat men het nut ervan ingezien heeft. Het was wel volgens de wettelijke regels dat Martinair op Faro kon vliegen aangezien het HIALS geen wettelijk vereiste is.

18. *In het Rapport van ongeval staat onder meer iets over de ziekte die de captain had en die van invloed was op zijn besluitvaardigheid.*

Note:

Er is geen informatie die deze stelling onderschrijft en is dus wederom speculatief. Wel wordt aan de gezagvoerder een bepaalde passiviteit toegeschreven tijdens de nadering op Faro.

De gezagvoerder had in 1989, ongeveer 3 jaar voor het ongeval met MP 945, last van een medische aandoening genaamd **scotoom**.

Een **scotoom** is een ander woord voor uitval van een stukje gezichtsveld dat is omgeven door een gebied met betere of normale visus. Het kan worden veroorzaakt door aandoeningen van het netvlies als gevolg van een oogziekte zoals door glaucoom maar ook door aantasting van (de functie van) de oogzenuw zoals bij multiple sclerose. Een scotoom kan bij migraine voorkomen. De aandoening kan op verschillende manieren worden ervaren. Het blikveld van sommigen lijkt als door een vergiet waargenomen, sommigen zien een ringvormig, flinterend patroon, anderen zien een grote blinde vlek, ofwel een absoluut scotoom. Dat komt vaker voor bij migraineaanvallen.

Daarom bestond er initieel een verdenking dat de gezagvoerder last had van een aandoening van de zenuwcellen in het centrale zenuwstelsel. Een chronische aandoening werd echter na onderzoek uitgesloten. Na 6 maanden werd geen afwijking meer gevonden en kon de gezagvoerder in 1990 zijn werk hervatten. Dit betekent dus dat er niet van uitgegaan kan worden dat de gezagvoerder ten tijde van het ongeval ziek was, of nog last had van een scotoom. Daarmee is tevens uitgesloten dat een bepaalde mate van besluiteloosheid toegeschreven kon worden aan deze ziekte.

Over een structureel probleem bij de besluitvaardigheid van de gezagvoerder valt uit het rapport niets op te maken. Er is niet officieel gedocumenteerd dat de gezagvoerder zwak was in zijn besluitvorming. Er is geen duidelijkheid over de kwaliteit van het leiderschap, airmanship, beslissings-capaciteit van de gezagvoerder op basis van simulator sessies en linechecks. Of er informatie gezocht is met behulp van formele interviews met Martinair collega vliegers en Martinair Vliegdiens Management is niet duidelijk. Dit is onfortuinlijk omdat hiermee geen duidelijk beeld van de vaardigheden van de gezagvoerder noch van de F/O kan worden opgebouwd. Verklaringen van Martinair collega's en KLM vliegers betreffende de betrokken vliegers zijn, voor zover is na te gaan, niet opgenomen in een schriftelijke of anderszinds officiële verklaring.



Voorbeelden van scotoom

Uitwerken met SHELL model en 5 M model

Het ongevalsrapport dat is uitgebracht door de Portugese autoriteiten noch de Nederlandse Raad voor de Luchtvaart noch andere analyses gaan dieper in op de Human Factors aspecten van dit ongeluk. Volgens het officiële rapport en ook volgens deze analyse, is de cockpitbemanning grotendeels verantwoordelijk voor het ontstaan van het ongeluk. De weersomstandigheden hebben een beduidende rol gespeeld als een factor hierbij maar er kan geen sprake zijn van windshear als alomvattende onderliggende oorzaak.

Er zijn weinig human factor aspecten in het in het officiële ongevalsrapport belicht. Het gaat voornamelijk om het overtreden van maatschappij regels of procedures maar niet of deze ook werkelijk een factor of oorzaak zijn van het ontstaan van het ongeval. Het is daarom de vraag of de Human Factor aspecten diepgaand onderzocht zijn.

In veel van de ongevallenrapporten zoals deze heden ten dage worden gepubliceerd wordt aandacht besteed aan een totale review van menselijke aspecten die een rol gespeeld kunnen hebben bij het ontstaan van het ongeval.

Human Factors and ergonomics*

In order to ensure that we are all talking the same language and can thus focus thought more constructively on the special problems associated with the role of man in the aeronautical system, we must start by defining clearly what we mean by Human Factors and what is its scope.

Human Factors is about people. It is about people in their working and living environments. It is about their relationship with machines and equipment, with procedures and with the environment about them. And it is also about their relationship with other people. While all definitions are man-made and rarely carry the force of law, they are useful in guiding enlightened discussion and crystallising professional activity. They should not be too restrictive, however, and should allow for development and new knowledge. The most appropriate definition of the applied technology of Human Factors is that it is concerned to optimise the relationship between people and their activities by the systematic application of the human sciences, integrated within the framework of systems engineering (Edwards, 1985). Its twin objectives can be seen as effectiveness of the system, which includes safety and efficiency, and well-being of the individual.

The term ergonomics was derived in 1949 from the Greek words *ergon* (work) and *nomos* (natural law) by the late Professor Murrell and used as the title of his textbook on the subject published in 1965. The word, or local adaptations of it, are now used in many parts of the world, such as *ergonomie* in Holland and in France, and *ergonomia* in Hungary and Brazil. He then defined it as 'the study of man in his working environment' and this comes very close to the later Edwards' definition of Human Factors. There is, however, a small difference in emphasis. Human Factors has come to acquire a somewhat wider meaning, encompassing some aspects of human performance and system interfaces which would generally not be considered in the mainstream of ergonomics. Nevertheless, both are primarily concerned with human performance and human behaviour and for practical purposes both can be taken as referring to the same technology.

*Human Factors in Flight – Frank Hawkins 2nd edition edited by Harry W. Orlady

De definitie van Human Factors is dus ruimer geworden maar nog steeds is men wereldwijd nog niet tot een uniforme definitie gekomen.

Voor gebruik binnen deze analyse is gekozen voor de volgende bewoording:

"Human factors" is a term used mainly in the United States. Variants include "human factors engineering", an extension of an earlier phrase, "human engineering". In Europe and the rest of the world, the term "ergonomics" is more prevalent.

"Human factors" is an umbrella term for several areas of research that include human performance, technology, design, and human-computer interaction. It is a profession that focuses on how people interact with products, tools, procedures, and any processes likely to be encountered in the modern world.

Human factors practitioners can come from a variety of backgrounds; though predominantly they are Psychologists (Cognitive, Perceptual, and Experimental) and Engineers. Designers (Industrial, Interaction, and Graphic), Anthropologists, and Computer Scientists also contribute. Whereas ergonomics tends to focus on the anthropometrics for optimal human-machine interaction, human factors is more focused on the cognitive and perceptual factors.

Areas of interest for human factors practitioners may include the following: workload, fatigue, situational awareness, usability, user interface, learnability, attention, vigilance, human performance, control and display design, stress, visualization of data, individual differences, aging, accessibility, shift work, work in extreme environments, and human error.

Simply put, human factors involves working to make the environment function in a way that seems natural to people.

In het geval van MP 495 valt te denken aan onderzoek naar de totale ervaring, recency, cockpit resource management, ervaring wat betreft de nadering op Faro, trainingaspecten, situational awareness, positional awareness, gebruik van automated systems, visual illusions, offset approaches, crosswind landingstechniek, muscle memory, monitoring, crew coordination en CRM en. Helaas ontbreekt een vakkundige analyse over al deze aspecten in het ongevalsrapport. Omdat er dus niets gedocumenteerd is dit hoofdstuk over Human Factors gebaseerd op een inschatting van de problemen die deze crew ondervonden heeft. Deze inschatting die ook in het ongevalsrapport gedeeltelijk tot uiting komt in de eindanalyse en de aanbevelingen is daarin niet verder uitgewerkt.

Ervaring

Er is gedocumenteerd wat de ervaring was van de cockpitbemanning voordat ze bij Martinair in dienst kwamen en hoe hun ervaring binnen de maatschappij tot stand is gekomen.

Gezagvoerder

De captain was 56 jaar oud en in dienst van Martinair sinds januari 1968. Hij was een DC-10 instructeur met een vlieguren totaal van 14,441 uur.

Licence : Airline Pilot Licence BI no. 67-0026, geldig tot 1 februari 1993

Medisch brevet : 14 Juli 92 (with extension)

Vliegervaring (uren):

Totaal:	14.441
Dag :	4.110 (Pilot in Command)
Nacht:	1.878 (Pilot in Command)
Instrument uren:	Ongeveer 90% of total hours

Als Gezagvoerder: 5.988

Ervaring op de DC-10

First Officer: 257

Captain: 1240

Recente ervaring (sinds Okt 1992): **Vlieguren niet genoemd !**

Aantal vluchten naar Faro in 1992: 5

Aeronautical carrière

- 4 years as Navy pilot (FEB 62 - FEB 66)
- 18 months as pilot with Schreiner Airways (F. O. DC-7)
- Joined Martinair in JAN 68
- Training Captain CV640 (DEC 68)
- First Officer DC-8 (DEC 70)
- First Officer DC-10 (NOV 73)
- Captain DC-9 (MAR 75)
- Instructor DC-9 (FEB 78)
- Captain A-310 (MAY 84)
- Instructor A-310 (MAY 84)
- Deputy Chief Pilot A-310 (MAR 86 - NOV 87)
- Captain DC-10 (MAR 88)
- Instructor DC-10 (JAN 89)

Aandachtspunten

Het is relevant om te bepalen hoeveel de gezagvoerder in 1992 gevlogen heeft en welke bestemmingen. Vanwege zijn nevenfunctie was zijn operationele exposure laag (343 uur/jaar). Promotiesnelheid in 1984 was hoog door groei van de maatschappij. Er kwamen o.a. 2 Airbus A310-200 in de vloot wat een significante omscholing teweegbracht. De eerste machine kwam in Maart 1984. Daarom zie je in het carrière pad van de gezagvoerder ook de stap naar captain A310 en tegelijkertijd instructeur A310. Dan 2 jaar later deputy chief pilot gevolgd door Captain DC-10 en 10 maanden later weer instructeur nu op de DC-10. Deze snelle stappen zijn niet ongevoelen in een uitbreidende maatschappij maar brengt risico's met zich mee omdat de betrokken instructeurs veel opleiden en weinig operationele exposure hebben.

Niet beschreven Ervaring

Line flights gedurende 1992 ?

Recente uren op de line ?

Instructeurs uren (sim + line) ?

Uren sinds medisch afgekeurd ?

Heeft oorspronkelijk medisch probleem een rol gespeeld bij het ongeluk de rol als PM ?

De First Officer

was 31 jaar oud en was in dienst van Martinair sinds April 1989 (3 ½ jaar). Zijn urentotaal was 2288 uur waarvan 1787 op de DC-10.

Age: 31 years (DEC 92)

Licence : Pilot Licence B3 no. 88-0073,

valid until 1 July 1993, including ratings for instrumentflight and R.T.

Medical : 24 June 92

Flying experience (hours):

Total:	2.288:05
Day:	1.362:35
Night:	925:30
Instruments:	2.035:40
Captain (Single-engine):	219.35

Experience on DC-10 (First Officer):

Total:	1.787:50
Day :	917:50
Night:	870:00
Pilot Flying:	860:45
Simulator :	123:35

Recent experience (as of OCT 92)

General : 119:31
Pilot Flying: 75:35
Manual landings: 9
Automatic landings: 3
Number of flights to Faro in 92: 0 (one in 1990)

AERONAUTICAL CARREER:

- Followed the Flying Course at Zestienhoven Airport to obtain the A2-PPL/Cessna 150/Cessna 172 (SEP 82 to APR 83)
- Obtained the AI-PPL/Cessna 172 (DEC 86)
- Followed the Professional Flying Course to obtain the B3-CPL and Instrument Rating, as well as preparing for the theoretical examination for BI-ATPL at the RLS-National Flying Training School/BE33 (129.20); C-500 (67.20) (MAR 87 to MAY 88)
- Business Aviation Pilot (SAS Teuge/C172 (41:40); C182 (07.25) (JUN 88 to OCT 88)
- Pilot at MVVL/First Officer C550 (135.25) (OCT 88 to APR 89)
- Entered Martinair Holland, initial training as First Officer on DC-10 (APR 89)
- First Commercial Flight as First Officer on DC-10 (AUG 89)

Aandachtspunten

Lage voorervaring bij in dienst treden bij Martinair

Opleidingshistorie?

Veel trainingstijd Cessna Citation RLS (67.20) ? Nee dit lijkt binnen de norm voor de RLS.

RLS trainingfile? Afgewezen bij KLM. Reden?

Slechts 135 uur Cessna Citation bij Martinair Lelystad.

Daarna met 500 uur total time begonnen als F/O DC-10. Total time DC-10 ± 1800 uur in 3 jaar.

Trainingfile DC-10?

Exposure non-precision approaches at night , crosswind, regen ? Reden waarom Martinair een vlieger aannam met zo'n laag uren total (500) als F/O op de DC-10 is onduidelijk. Mogelijk kwam dit door de grote expansie die zowel Martinair, KLM als Transavia in die tijd doormaakten. Mensen van "binnen het bedrijf" = Martinair Lelystad kregen voorrang.

First Officer

Recente ervaring : landingen op SPL in 1992

Max crosswind ervaring ?

Trainingsfile – SIM en Line : landingstechniek

Het lijkt duidelijk dat moeilijkere operationele omstandigheden voor zijn specifieke ervaringsniveau deze vlieger teveel werden : sem-duisternis, crosswind, regen, optical illusions, offset non-precision approach en mogelijke trainings issues en / of hand-oog coordinatie problemen, CWS control, Pilot Induced Oscillations, preprogrammed decrab technique ipv het vliegtuig duidelijk op een extended final te brengen en dan een gecoördineerde final turn te maken om het vliegtuig op te lijnen met de baan.

Mental overload kan aangetoond worden door:

Het gevecht met de CWS na Autopilot disconnect, Pilot Induced Oscillations, Decrab technique, dichttrekken van autothrottle, het uit het oog verliezen van kritische performance zoals snelheid, sink rate (monitoring).

De combinatie van een low-time F/O met een instructeur met lage operationele expertise (die daardoor verscheidene fouten maakte omdat hij de operatie niet strak genoeg wist te leiden) was medeoorzaak van het ongeval.

The flight engineer was 29-year-old G. W. Glans, who had been with Martinair for only eight months. However, he had worked with Canadian Airlines and Swissair. Glans had a total of 7,540 flight hours, including 1,700 hours on the DC- 10.

Rol van de FE binnen de crew?

Achtergrond? Was pilot geweest. Incidenten? Werkhistorie Canadian en Swissair?

Martinair exposure in 8 maanden?

De fout is duidelijk maar het betreft hier wel een error versterkt door een probleem in de mens-machine interface waarbij de copiloot, door zijn relatief lage ervaring met de DC-10, tegen de automatisering in aan het sturen was.

Soms weet de mens wel de theorie maar faalt hij in de praktische uitvoering. In dit geval zie je het probleem in verschillende stadia van de vlucht waarbij er meer en meer errors ontstaan. Voorbeelden daarvan zijn het naderingstraject, de checklist calls, de omgang met de CWS, de voortijdige rudderinput om het vliegtuig op te lijnen, het geforceerd dicht houden van de throttles, het proberen te volgen van een vertikaal en lateraal vliegpad waarbij vasthouden van de snelheid door thrust uit het oog verloren wordt.

Evenwichtigheid in de crew is een onderzoekspunt:

Gezagvoerder is instructeur met lage operationele ervaring en slechts 1240 uur op de DC-10 in 3 jaar en 9 maanden (gemiddeld 330 uur/jaar)

First Officer 2280 uur total time

Flight Engineer 1700 uur DC-10 maar slechts 8 maanden in dienst van Martinair

39. Conclusies en aanbevelingen uit het officiële Portugese Rapport van Ongeval

1. *“The aircraft was informed by Approach Control that the runway was flooded. The crew did not associate the term flooded with bad braking conditions (Poor), due to a lack of update of the ICAO phraseology in the Aircraft Operating Manual and Crew Training Manual”.*

Hiermee wordt de bemanning vrijgepleit van schuld omdat ze qua kennis afhankelijk zijn van de informatie die hen met name in BIM, AOM of andere maatschappij publicaties aangereikt wordt. Hierin is Martinair dus tekortgeschoten.

2. *“The captain’s intervention during the whole approach seems to have been too passive, and concerning the last power increase, it came too late”.*

Dit lijkt inderdaad zo te zijn tenminste vanaf het punt dat de vlucht aan de nadering begint overhead de VOR. De opmerkingen op de CVR opname wat betreft het in zicht hebben van de baan en de Martinair B767 kunnen duiden op een aanname dat de landing geen probleem gaat opleveren. De verlaagde waakzaamheid zou dan tot passiviteit geleid kunnen hebben.

Er kan echter ook een verband zijn met de lage operationele exposure van de gezagvoerder vanwege zijn werk als instructeur. Het mogelijke verband wordt door de Commissie van Onderzoek niet genoemd. Dus rijst de vraag of het idee van low exposure verworpen is of niet onderzocht. Ook is het mogelijk dat de gezagvoerder te veel in de rol van instructeur is gekropen, daarbij zoveel mogelijk aan de F/O overliet wat betreft de besturing en te weinig duidelijke coaching gaf.

3. *Approach*

“The longitudinal instability which was registered during the final phase of the approach may have induced the pilot to manually reduce the power, in order to bring the aircraft back to the glide path or with the objective of stopping the sequence of oscillation which probably resulted from an interaction between the operation of the automatic systems, namely the ATS and the operation of the controls by the pilot.

The instability may have originated still in that phase of the approach, in which the aircraft was flying with the autopilot engaged in command, by an updraft associated with the first of the downdrafts which the aircraft crossed.

As a result of the change to the function CWS these oscillations were aggravated.”

De betrokken vlieger had veel moeite met het CWS-systeem waarbij verstoringen door turbulentie leidden tot Pilot Induced Oscillations door het niet synchroon werken met de autopilot inputs. Dit wordt in het NTSB-rapport verwoord met de zin “improper use of automated systems” (met name betreffend CWS). Het NLR geeft als mening dat de oscillaties te wijten zijn aan turbulentie vanwege de weersomstandigheden. Dat laatste verklaart niet de verschillen in stuuruitslagen in de periode met autopilot in Command en de fase waar in CWS gevlogen wordt.

4. *“Although the Faro Approach Controller had not communicated to the aircraft on the probability of the occurrence of the windshear-phenomena, neither had the previous aircraft reported this type of phenomena, it’s thought that the captain, as an experienced professional, could be aware of the possibility of occurrence of this type of phenomena in the meteorological conditions present in the Faro Airport area.”*

Hoeveel CB's zijn er waargenomen door de crew? Windshear mogelijkheid kan alleen met een onweersbui in onmiddellijke nabijheid van het vliegveld. Nergens wordt dit door de crew benoemd vanaf het moment dat het vliegtuig naar final approach draait. Het CVR-transcript toont ook geen enkele opmerking van de crew over CB's op de weerradar na het passeren van de VFA VOR. Gezien de hoeveelheid neerslag die gevallen is moeten er buien in de directe omgeving van het vliegveld geweest zijn.

5. *"Assuming a situation of windshear, and applying the procedures laid down in the AOM (aircraft operating manual), the landing distance for average conditions, would have an increase of 300 m, which, when added to the figures entered on the landing chart, for the same conditions, would have exceeded the landing distance available with 255 m."*

Zelfs het officiële rapport stelt niet dat er actueel sprake was van windshear. Het rapport benoemt niet op basis van welke observaties de crew de mogelijkheid van windshear in haar beslissingen had moeten betrekken. Ook de NTSB ziet dit niet als mogelijkheid. Wat hier gezegd wordt is dat indien de crew de meest conservatieve benadering had gekozen (dus inclusief windshear) dan zou er gekozen moeten worden voor een landing met Flaps 35°. Daardoor zou de Available Landing Distance niet genoeg zijn en had een uitwijk moeten plaats vinden. De weersomstandigheden hebben echter bij de crew van MP 495 noch die van MP 461 de mogelijkheid van windshear opgeroepen.

6. *The wind information provided by the Aera Nav INS, 10 seconds prior to landing, was superior to the last information provided by the Approach controller.*

The cross wind component resulting from the wind provided by the Approach controller was 14 knots and the one resulting from the Area Nav was 20 knots, and according to the AOM the information supplied by approach control prevails over the information supplied by Area Nav.

De wereldwijd geaccepteerde policy is dat windinformatie zoals verstrekt door ATC de basis vormt voor de beoordeling of de wind binnen limieten is. Toevallig was de windinformatie van ATC onnauwkeurig doordat de anemometer van baan 29 werd gebruikt. Maar de hoofdreden voor het niet mogen gebruiken van de Area Nav wind informatie ligt in de mogelijke onnauwkeurigheden, onder andere onder omstandigheden van een slip, die inherent zijn aan het systeem. Derhalve prevaleert de wind zoals verstrekt door ATC bij de inschatting van de crosswind component.

7. *"According to the AOM procedures the cross-wind component should not exceed 15 knots under braking conditions Medium and 5 knots under braking conditions Poor."*

Maar de crew kon niet weten dat de gerapporteerde condities indicatief waren voor Braking action Poor omdat in hun manuals de term "flooded" niet was opgenomen. Indien ATC een Braking Action waarde had gegeven i.p.v. de term flooded was er mogelijk een betere beoordeling door de crew geweest of de landing nog wel veilig uitgevoerd kon worden.

8. *"The use of flaps selection of 35°, as recommended in company procedures, for situations of wind shear conditions, instead of the 50° selection which was used, would have caused an increase in landing distance".*

Maar het blijft de vraag of de weersomstandigheden bij de landing voor de crew indicatief waren voor mogelijke windshear.

9. *"The crew did not use operational procedures which took into account the occurrence of windshear".*

Er was ook geen windshear gemeld door ATC of via Pireps van o.a. MP 461. Het actuele weerbeeld heeft de crew blijkbaar geen reden gegeven tot het overdenken van windshear als operationeel mogelijk verschijnsel.

10. *"According to company procedures, the decision rests with the captain, and the computation of the actual landing distance is not obligatory."*

De Landing data Card was ingevuld met de benodigde baan lengte voor Good, Medium en Poor braking action voordat de nadering begon. Een herberekening op basis van flaps 35 is niet gebeurd omdat er geen heroverweging heeft plaats gevonden of een lagere flapsetting dan de standaard flapsetting van 50° nodig was.

11. *"The aircraft was informed by Faro Approach control that the runway was flooded. This information was provided four minutes before landing. If this information provided was correctly interpreted, the landing distance resulting from the application of the AOM procedures, would be substantially increased, exceeding the landing distance available. It was established that the AOM, to describe the runway condition, did not make use of the ICAO phraseology."*

Hiermee kon de crew dus niet verantwoordelijk gemaakt worden voor de verkeerde inschatting van de runway conditions. Ook crew van de Martinair B767 heeft deze inschatting van Braking Action Poor niet gemaakt.

CAUSES

The commission of inquiry determined that the probable causes for the accident were:

- *The high rate of descent in the final phase of the approach and the landing made on the right landing gear, which exceeded the structural limitations of the aircraft.*
- *The crosswind, which exceeded the aircraft limits and which occurred in the final phase of the approach and during landing.*

The combination of both factors determined stresses which exceeded the structural limitations of the aircraft.

Contributing factors to the accident were:

- *The instability of the approach.*
- *The premature power reduction, and the sustaining of this condition, probably due to crew action.*
- *The incorrect wind information delivered by Approach Control.*
- *The absence of an approach light system.*
- *The incorrect evaluation by the crew of the runway conditions.*
- *CWS mode being switched off at approx. 80 ft RA, causing the aircraft to be in manual control in a critical phase of the landing.*
- *The delayed action of the crew in increasing power.*
- *The degradation of the lift coefficient due to the heavy showers.*

Dit laatste is een incorrecte analyse. Zie accident report [AAR 95-03 USAIR 1016 Charlotte N.C. U.S.A.](#). Het Charlotte ongeval gebeurde in zwaardere regen dan in Faro gepaard aan een microburst event. Desondanks was de gemeten regenval volgens NASA berekeningen niet voldoende om een significante vermindering van lift teweeg te brengen. Voor MP 495 is liftverlies door regenval dus ook niet van toepassing ook al omdat de Angle of Attack nagenoeg constant bleef tot ongeveer 50 ft RA.

Het is mogelijk dat de Portugese CvO niet op de hoogte was van deze studie die over een periode van 10 jaar was verricht.

The company operations manual (BIM) strongly recommends that in cases when an approach is not stabilized at 500 ft (H.A.T.) or below that level, the approach should be abandoned (a missed approach should be executed).

The instability started when the aircraft was at a radar-altitude of 750 ft, and continued during the remaining of the approach.

De onstabieleit van de approach werd veroorzaakt door de weersomstandigheden rond 750 ft maar werd sterk verhoogd nadat de F/O overging op CWS besturing. Hierbij kwam het in een Pilot Induced Oscillation terecht met sterke variaties in pitch en daarmee samenhangende daalsnelheids veranderingen.

The BIM does not contain any objective parameters when an approach is not stabilized, in particular during non precision approaches.

Nevertheless it can be asked, why the captain did not consider the approach as unstable when the rate of descent below 500 ft suffered variations between + 100 ft/min to 1300 ft/min as well as his passivity throughout the whole approach.

Met name de thrust en pitch veranderingen hadden de gezagvoerder moeten aansporen om de F/O directer te coachen of controls over te nemen om de approach stability te bewerkstelligen. Laatste optie was natuurlijk om een goaround in te zetten.

It was established that the descent rate, about 1000 ft per minute, exceeded the operational limits of the aircraft, which, according to the AOM, and considering maximum landing weight, should be 600 ft/min.

Er is geen berekening gemaakt over de maximale rate of descent bij het actuele gewicht. Deze had hier of elders in het rapport immers genoemd moeten worden om deze stelling te rechtvaardigen. In 1997, na het ongeval met de Fedex MD-11 op Newark, komt de Boeing met de energie berekening van het Martinair Faro ongeval. Het is niet waarschijnlijk dat deze gegevens al ter beschikking stonden onmiddellijk na de Faro ramp.

The reduced C.A.S. during the final phase of the approach was a contributing factor to the descent rate which was registered, as it was not counteracted by an increase in A.O.A. which would have decreased the sink rate.

The increase of A.O.A. under these circumstances could have brought the aircraft in a situation close to the stall.

Dit is gedeeltelijk correct. Het handhaven van de pitch zal bij een afnemende snelheid van V_{th} tot $V_{th} - 10$ de rate of descent ongeveer doen verdubbelen. De enige manier om dit tegen te gaan is vergroten van de Angle of Attack. Echter dan moet de snelheidsafname wel waargenomen worden om actie met een verhoogde AOA te kunnen initiëren. De afname van de snelheid is door niemand van de cockpitcrew benoemd of waargenomen. De snelle elevator input vlak voor de landing waardoor de pitch opliep tot 8,7 graden reduceerde de descent rate naar ongeveer 900 ft/min. Er werd echter geen stall of zelfs maar een stallwarning gegenereerd, ondanks het feit dat het vliegtuig nog veel dichterbij de stall was bij een Indicated airspeed van 126 kts bij touchdown. Omdat de afname van snelheid bij een constante pitch een toename van de daalsnelheid teweegbrengt zal dit zorgen voor een kwadratische verandering van de kinetische energie. In combinatie met de verlaagde aerodynamische capaciteit van het hoogteroer kan de sinkrate dan niet meer gecorrigeerd worden ondanks de sterke pitch (A.O.A.) toename vlak voor touchdown.

According to the commission, the most important reason for the occurrence of the high sink rate was the fact that the throttles were reduced to idle at a radar altitude of about 150 ft, when under normal circumstances the autothrottle should only initiate the retard mode at a radar altitude of 50 ft.

Since the hypothesis of a malfunction of the ATS is excluded, it is considered probable that an action of the crew took place in this respect.

Deze observatie wordt door alle onderzoekers gedeeld.

The aircraft, according to the NLR report, when overflying the runway threshold, encountered a crosswind component of 40 knots, and a tailwind component of 10 knots, which exceeded the wind calculated by NLR, 210°M with 41 knots, is confirmed by the wind registered by the SIO (Meteo Observer Integrated System) at this same time at runway 11, 220°M with 35 knots.

De wind data, indien valide, geven aan dat ten tijde van de landing er inderdaad een windsprong optrad. Echter er wordt slechts vermeld dat de SIO wind een kloofverschil had van 1 min 20 sec

t.o.v U **The SIO registration pointed out:**

07.33.2 a) **On runway 11 between 07.32:30 UTC and 07.33:00 UTC, a 35 kt intensity gust and magnetic direction 220° occurred. This wind gust was not transmitted to MP 495.**

tussen en was er een geregistreerde piekwind was van 220/35 ?

	Rwy 11				Rwy 29		
07:32:00	180	22	35		170	20	29
07:32:30	190	24	35		180	22	29
07:33:00	190	27	35		200	24	32
07:33:30	180	26	35		200	27	34
07:34:00	170	25	35		200	29	34
07:34:30	170	25	35		200	29	34

The concern of the crew to prevent an excessive airspeed, confirmed by the conversation recorded on the CVR, considering the limitations of the landing distance available, and considering the longitudinal instability registered during the last part of the approach, can be the reason why the power was prematurely reduced to idle.

De conversatie door de crew waar hier op bedoeld wordt heeft waarschijnlijk slechts met 1 zin op de CVR opname te maken. Bij Martinair en KLM werd in training beklemtoond de noodzaak van een "positive touchdown". Dit werd vaak gebriefd in geval van een landing op een natte baan. Het idee was het vermijden van aquaplaning en daarmee gepaard gaande verminderde rem coëfficiënt. Dit heeft natuurlijk een effect op een relatief korte baan maar de achterliggende reden is dus het pogen door de waterlaag op de baan heen te breken. Daarmee is er behoud van optimaal remvermogen en directional control. De gebruikte bewoording heeft dus niet persé te maken met het vermijden van overmatige snelheid op een korte baan maar met een landingstechniek.

Capt	you have to make it a positive touchdown then
F/O	ja
F/O	soms gebeurt het ongewild wel eens <i>that happens sometimes, even if you don't want it</i>

The information transmitted by Approach Control when correctly interpreted, would determine the braking conditions as poor, which then would exceed the landing distance available and the consequent reduction of crosswind limit.

Correct maar de bemanning kan hierop niet worden aangesproken. De informatie die hen via de company manuals ter beschikking stond was incompleet waardoor er geen uitleg beschikbaar was over de terminologie van “flooded runway conditions”.

The pilot flying could have been the victim of an optical illusion caused by a refraction error resulting from the shower situation which the aircraft crossed, and creating a perception of a false horizon, lower than the true one.

Refraction error door regen op de windshield is een mogelijkheid. Het fenomeen “dark hole approach” wordt niet genoemd wat ook wel een mogelijke factor lijkt te zijn. Immers deze nadering vond plaats in de schemer waarbij alleen de runway environment zichtbaar was maar een stuk referentie vóór de baan ontbreekt als gevolg van het ontbreken van de approach lights. Het optreden van beide effecten wordt dan nog versterkt als de visual cues van het baan-perspectief worden gevolgd en er niet voldoende gelet wordt op de indicaties van zowel de cockpit instrumenten (snelheid, daalsnelheid) als die van de PAPI. Het uit het oog verliezen van de cockpit instrumenten heeft er toe geleid dat de verhoogde daalsnelheid niet is waargenomen en ook het teruglopen van de snelheid niet is gezien. De verhoogde daalsnelheid leidt er toe dat het onder de PAPI indicatie uitzakken te snel gaat om effectief waargenomen te worden. Er treedt dan ook geen correctie op tot het punt beneden 50 ft hoogte waarop een doorstart niet meer mogelijk is. Het steile naderingspad vanaf 150 ft leidt dan ook tot de te korte landing ten opzichte van het gewenste landingspunt.

*The wing surface contamination by the rain could have been a contributing factor to the accident, as it would detrimentally affect the coefficient of lift.
The degree of reduction of this coefficient has not been quantified.*

Zoals eerder gesteld weten we van NASA onderzoek uit 1992 dat het verminderen van de liftcoëfficiënt geen rol gespeeld kan hebben omdat de mate van regenval hiervoor niet voldoende was.

Dit werd duidelijk uit het ongevalsrapport [AAR 95-03 van USAIR 1016 te Charlotte USA](#) waar dit fenomeen verworpen werd ondanks de veel hogere regenintensiteit van de daar aanwezige zware onweersbui.

One can wonder to what extent the captain could have been psychologically motivated to conclude the flight as planned.

Het hier bedoelde fenomeen wordt ook wel omschreven als get-home-itis of continuation bias. Het mag worden verondersteld dat de gezagvoerder een beeld voor ogen had dat een veilige landing gemaakt kon worden gezien de weersomstandigheden die hem niet als kritisch zullen zijn overgekomen. Wel was het, zo blijkt uit het CVR-transcript, zijn vooropgezette plan om onmiddellijk uit te wijken naar het vliegveld van Lissabon in geval van een goaround indien die door het weer veroorzaakt zou zijn.

De reden daarvoor was dat het vliegtuig zich dan in een staat van minimale hoeveelheid brandstof voor de uitwijk zou bevinden. Echter het feit dat de B767 van Martinair enkele minuten eerder veilig was geland zal het beeld van de gezagvoerder wel versterkt hebben dat een veilige landing op Faro mogelijk was. De opmerking in het rapport lijkt te suggereren dat de Captain “go-minded” was om te landen in Faro. De achtergrond van deze opmerking wordt niet echt toegelicht maar is mogelijk gebaseerd op het niet toepassen van conservatieve maatregelen zoals windshear correcties e.d. omdat dit zou leiden tot een landing distance die

meer was dan de beschikbare baanlengte. De aard van de opmerking “one can wonder” doet in ieder geval wel suggestief aan.

It would not have been easy for the captain to take the decision to divert to the alternate, bearing in mind that some minutes before an aircraft of the same operator had landed and no problem was reported.

De beslissing om uit te wijken wordt meestal pas genomen als het vóór de nadering duidelijk is dat de kans op een veilige landing klein is, danwel nadat een goaround is ingezet tijdens de nadering. Ook onverwachte ontwikkelingen qua weer of omstandigheden die een landing onmogelijk maken kunnen de beslissing om uit te wijken initiëren.

De evaluatie waarom het niet voltooien van de nadering en landing nodig was zal na de doorstart kunnen leiden tot de beslissing om uit te wijken of alsnog op de bestemming te landen. Bij de vlucht MP495 was de beslissing, om in geval van een goaround onmiddellijk uit te wijken naar Lissabon, al genomen voordat de nadering begon. Deze beslissing was gebaseerd op een combinatie van het mogelijke weer en de hoeveelheid brandstof die beschikbaar was. Bij een 2^e nadering zou namelijk de hoeveelheid brandstof minder zijn dan benodigd voor een uitwijk. Om alsnog op Faro te landen na een goaround, zou zeer goede weersomstandigheden vereisen om een veilige landing te kunnen garanderen gezien de verminderde hoeveelheid brandstof.

Die weersomstandigheden waren er niet. De actuele weersomstandigheden, hoewel niet erg goed, waren wel boven de limieten voor de nadering. Dit in combinatie met de landing van de B767 slechts enkele minuten daarvoor zullen wel het beeld versterkt hebben dat een veilige landing mogelijk was. Het is echter niet juist om aan te nemen dat de gezagvoerder de nadering doorgezet heeft terwijl hij wist dat een uitwijk noodzakelijk was. Wel blijft de vraag waarom hij de instabiliteit van de approach niet onderkend heeft.

This commission is convinced that the captain was aware of the existence of water on the runway, since he instructed the copilot to make a touchdown that would prevent aquaplaning.

Dat is correct. Maar het maken van een “positieve” landing was een algemene voorzorgsmaatregel die wordt toegepast op een natte baan om inderdaad aquaplaning te voorkomen. De hoeveelheid water (en daarmee Poor Braking conditions) was voor hem niet duidelijk.

4. RECOMMENDATIONS

The commission recommends:

- 4.1. That the actual procedures concerning the operation of ATS and CWS, during the approach and landing phase, especially during adverse meteorological conditions, be reviewed.
- 4.2. Martinair shall review their BIM in order to:
 - 4.2.1. Review the procedures concerning landings and take-offs in order to stipulate if, and under which conditions, these manoeuvres could be performed by the copilot, whenever the meteorological conditions are adverse and/or the operational parameters are marginal.
 - 4.2.2. Review the Operational procedures concerning the operation of engine nr. 2 thrust reverser, in order to define a clear procedure on this matter.
- 4.3 That Martinair reassess the training of crews concerning windshear, especially concerning the recognition of the possibility and existence of this phenomenon.
- 4.4. That ANA/EP installs in Faro airport an approach light system in order to improve pilot perception under conditions of reduced visibility, of the deviation relative to the runway center line.
- 4.5. That ANA/EP publishes processing procedures for air traffic control of information supplied by SIO.

TRAINING AND CREW QUALIFICATION

The crew was correctly qualified for the flight, and was in possession of valid and appropriate licences and medical licences.

Instruction and training of the crew was performed according to the Martinair procedures, approved by the Netherlands Civil Aviation (RLD).

Analysing the proficiency checks made in 1990/1991 and 1992, no faults were found or any significant comment worth mentioning.

In the copilot route training register, performed at the end of 1988, comments are made regarding flare and landing manoeuvres. Since then no further comments were registered. Therefore this commission considered these inputs meaningless.

The two pilots of flight MP495 were submitted to training for operation in adverse meteorological conditions including windshear and microburst.

Aanbevelingen die de CvO niet heeft gedaan

Installeren ILS procedure baan 10 (gebeurd, inmiddels ook RNAV approach baan 10 beschikbaar)

Aanpassing van de VOR approach procedure baan 10 wat betreft ruimere outbound radiaal en verbeterde layout. (inmiddels ook aangepast maar nog steeds voor verbetering vatbaar)

Aanbevelingen aan ATC voor verbeterde informatie omtrent runway conditions, eventueel gecombineerd met runway friction assessment.

Openstaande vragen

Totale opleidingsanalyse F/O inclusief simulator. Interviews met instructeurs en chef instructeur ?

Reden voor afwijzing bij KLM

Analyse van windshear mogelijkheid zie American Airlines Little Rock Arkansas. "Gestapelde info" hoe dichterbij het veld de indicaties van buien en windshear toenemen hoe meer er rekening mee gehouden moet worden.

Forecast

Actual

Weerradar

On final

ATC

Pireps

Was de runway 11/29 grooved ? Ik meen me dit te herinneren uit mijn eigen Faro ervaring

Waarde en nauwkeurigheid van de SIO windmeting?

Waarom heeft de gezagvoerder gezegd dat hij wist wat Braking Action Poor betekende? Dit was niet vermeld in de Martinair boeken en werkte belastend voor hem. Wat waren de omstandigheden van het (politie) interview waar de vliegers werden gehoord. Was er een representant van Martinair, VNV, RVL aanwezig. Is dit interview gedocumenteerd en onderdeel van de ongeval stukken?

40. ERRORS

Definition

Errors are the result of actions that fail to generate the intended outcomes. They are categorized according to the cognitive processes involved towards the goal of the action and according to whether they are related to planning or execution of the activity.

Description

Actions by human operators can fail to achieve their goal in two different ways: The actions can go as planned, but the plan can be inadequate, or the plan can be satisfactory, but the performance can still be deficient (Hollnagel 1993).

Errors can be broadly distinguished in two categories:

Category 1 - A person intends to carry out an action, the action is appropriate, carries it out incorrectly, and the desired goal is not achieved. - An execution failure has occurred. Execution errors are called Slips and Lapses. They result from failures in the execution and/or storage stage of an action sequence. Slips relate to observable actions and are commonly associated with attentional or perceptual failures.

Lapses are more internal events and generally involve failures of memory.

Category 2 - A person intends to carry out an action, does so correctly, the action is inappropriate, and the desired goal is not achieved - A planning failure has occurred. Planning failures are Mistakes.

Mistakes may be defined as deficiencies or failures in the judgmental and/or inferential processes involved in the selection of an objective or in the specification of the means to achieve it." (Reason. 1990).

Execution errors correspond to the Skill based level of Rasmussen's levels of performance (Rasmussen 1936).

In het geval van het Faro ongeluk is de vroegtijdige rudderinput (op een niet opportune d.w.z. te grote hoogte) een voorbeeld van een "Slip". De decrab manoeuvre moest voor de landing ingezet worden maar werd als gevolg van een illusie of verkeerde waarneming op het verkeerde punt ingezet. Toen het resultaat verkeerd uitpakte waarbij het vliegtuig aan de verkeerde kant van de baan-as terecht kwam miste de betrokken vlieger de ervaring om dit op een correcte manier op te lossen.

Visuele illusies

Visuele illusies zijn het gevolg van vele factoren en komen in veel verschillende vormen voor. Illusies doen zich voor wanneer de omstandigheden de perceptie van de piloot van de omgeving ten opzichte van zijn of haar verwachtingen veranderen, wat mogelijk kan leiden tot ruimtelijke desoriëntatie of landingsfouten (bijv. korte landing of lange landing).

Statistische gegevens

Visuele naderingen 's nachts vormen doorgaans een groter risico vanwege minder visuele referenties, visuele illusies en ruimtelijke desoriëntatie.

De taskforce ontdekte dat desoriëntatie of visuele illusie een oorzakelijke factor² was in 21 procent van de 76 ALA's en ernstige incidenten, en dat slecht zicht een indirecte factor³ was bij 59 procent van de ongevallen en incidenten.

Visuele Illusies in het geval van MP495

Het ongeval van MP 495 heeft verscheidene kenmerken van visuele illusies in zich ondanks het feit dat de nadering zich grotendeels onder instrument meteorologische condities voltrok. De visuele illusies deden zich dan ook voor beneden een hoogte van 500 ft nadat de autopilot was uitgeschakeld en het vliegtuig met behulp van CWS werd gevlogen.

Visuele illusies

De volgende factoren en omstandigheden zijn van invloed op het vermogen van de cockpitbemanning om de omgeving nauwkeurig waar te nemen, wat resulteert in visuele Illusies.

- Luchthavenomgeving;
- Grond textuur en kenmerken;
- Lichtpatronen buiten de luchthaven, zoals helder verlichte parkeerplaatsen of straten;
- "Zwarte-gat-effect" (black hole effect) langs de vliegroute van de eindnadering, en/of,
- Bergopwaarts hellend terrein of bergafwaarts hellend terrein in de buurt van de luchthaven.

Omgeving van de start- en landingsbaan:

- Afmetingen van de start- en landingsbaan;
- Helling van de start- en landingsbaan (helling bergopwaarts of bergafwaarts);
- Wegvallend terrein aan het naderingseinde van de landingsbaan;
- Naderingsverlichting en baanverlichting; en/of
- Staat van de start- en landingsbaan.

Weersomstandigheden:

- Wolkenbasis ;
- Zichtwaarde; of
- Obstructies van het zicht.

Perceptie van de piloot

Visuele illusies zijn het gevolg van de afwezigheid van visuele referenties of de wijziging van visuele referenties, die de perceptie van de piloot van zijn of haar positie (in termen van hoogte, afstand en/of onderscheppingshoek) ten opzichte van de baandrempel wijzigen.

Visuele illusies zijn het meest kritisch bij de overgang van instrument-meteorologische omstandigheden (IMC) en instrumentreferenties naar visuele meteorologische omstandigheden (VMC) en visuele referenties.

Visuele illusies beïnvloeden het situationeel bewustzijn van de cockpitbemanning, vooral tijdens het dwarswindbeen (baseleg) en tijdens de eindnadering.

Visuele illusies induceren meestal input van de bemanning (correcties) die ervoor zorgen dat het vliegtuig afwijkt van de verticale vliegroute of horizontale vliegroute.

Visuele illusies kunnen van invloed zijn op het beslissingsproces van wanneer en hoe snel af te dalen van de minimale afdalingshoogte/hogte (MDA[H]).

Hieronder volgen factoren en omstandigheden die visuele illusies creëren die de perceptie van de piloot kunnen beïnvloeden van:

- De omgeving van de luchthaven en de start- en landingsbaan;
- Terreinscheiding; en
- Afwijking van de horizontale vliegroute of verticale vliegroute.

Meestal is er meer dan één factor betrokken bij een bepaalde aanpak.

In deze uiteenzetting zijn de visuele illusies benoemd voor zover die een rol hebben kunnen spelen bij het ongeval van MP 495.

Omgeving rond de luchthaven

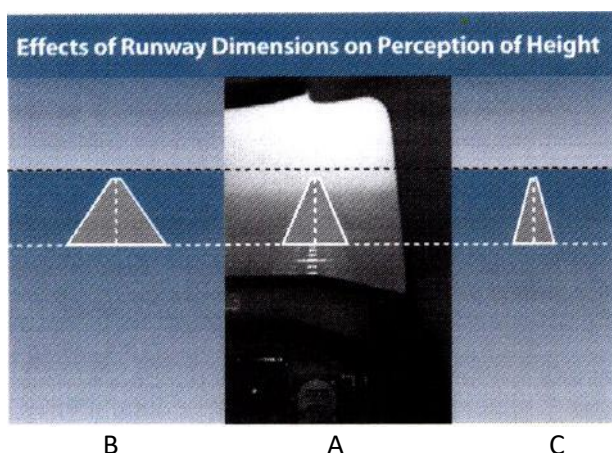
Voorwaarden die visuele illusies creëren, zijn onder meer:

- Zwarte-gat-effect (black hole effect) langs de vliegroute van de eindnadering;

Omgeving start- en landingsbaan

Voorwaarden die visuele illusies creëren, zijn onder meer:

- Afmetingen start- en landingsbaan:
 - De hoogte-breedteverhouding van de baan (d.w.z. de lengte ten opzichte van de breedte) beïnvloedt de visuele perceptie van de baan door de bemanning
 - Een brede of korte landingsbaan (lage hoogte-breedteverhouding) geeft de indruk dat het vliegtuig te laag is ; en
 - Een smalle of lange landingsbaan (hoge hoogte-breedteverhouding) wekt de indruk te hoog te zijn



Opmerking: Alle drie de plaatjes tonen het zichtbeeld van een piloot vanuit een vliegtuig op 200 voet en op een glijpad van drie graden. De landingsbaan in paneel A is 150 voet (45 meter) breed en 11.500 voet (3.500 meter) lang. De baan in paneel B is breder/korter dan de baan in paneel A; De bemanning kan denken dat het vliegtuig zich op een ondieper dan werkelijke glijpad bevindt. De baan in paneel C is smaller/longer dan de baan in paneel A; De bemanning kan denken dat het vliegtuig zich op een steiler dan werkelijke vliegroute bevindt.

- Verlichting:
 - Naderingsverlichting en baanverlichting (inclusief verlichting van de landingszone) beïnvloeden de dieptewaarneming, afhankelijk van:
 - Lichtintensiteit;
 - Overdag of 's nachts; en
 - Weersomstandigheden;
 - Felle baanverlichting wekt de indruk dichterbij de landingsbaan te zijn (dus op een steiler glijpad);
Lampen met een lage intensiteit wekken de indruk verder weg te zijn (dus op een ondieper glijpad);

Notes

1. De naderingsverlichting van baan 11 werkte niet. Dit vormde een belemmering voor het vroegtijdig intercepten van een langer final segment dan de afstand van 1 nm tot de baan die de VOR approach bood.
2. Het ontbreken van de naderingsverlichting droeg bij aan het dark hole effect waaraan de crew werd blootgesteld

De volgende omstandigheden voor de naderingsfaciliteit waarop de instrument nadering naar de start- en landingsbaan is gebaseerd kunnen de blootstelling van de bemanning aan visuele illusies vergroten:

- Een glijpad dat voorbij een bepaald punt onbruikbaar is vanwege het terrein of onder een bepaalde hoogte vanwege water.

In het geval van Faro betreft het een non-precision approach waarbij beneden 400 ft over een segment van ongeveer 2,5 km het glijpad grotendeels bepaald werd door de indicaties van de Precision Approach Path Indicator (PAPI) Dit is een visueel hulpmiddel waarbij een 3° glijpad goed kan worden gevolgd mits er niet teveel fluctuaties in het gevlogen pad van het vliegtuig optreden. Correcties verlangen anders namelijk meer inzet hetgeen ten koste gaat van de monitoring van andere vliegaspecten. Het is juist het gebrek aan stabiliteit in pitch met grote variaties in daalsnelheid dat hier een verstorende rol speelt.

Mogelijk heeft het focussen op de PAPI en het vliegtuig in de goede landingspositie brengen zoveel aandacht gevraagd dat het aspect van met name bewaking van de vliegsnelheid verloren ging.

- Offset localizer koers ; de relatief grote koersafwijking van de gepubliceerde naderingskoers in combinatie met de offset koers van de VOR nadering had tot gevolg dat het vliegtuig pas beneden 200 ft zich op de richting van de baan bevond. De workload om glijpad, koers, snelheid en daalsnelheid daarna goed te reguleren was dermate hoog dat aan meerdere aspecten voor een veilige landing niet meer werd voldaan.

De naderingskoers was inderdaad 5 ° offset ten opzichte van de baankoers. Dit heeft een significante rol gespeeld bij het verkeerd oplijnen van het vliegtuig met de baan. Dat aspect werd bovendien versterkt door het effect van de visuele illusie bij de crosswind landing. Hierdoor werd de werkelijke positie van het vliegtuig ten opzichte van de baan verkeerd ingeschat, namelijk meer naar rechts dan het geval was.

Weersomstandigheden

De volgende weersomstandigheden kunnen visuele illusies creëren:

- Wolkenbasis en zichtwaarde (verticaal, schuin en horizontaal zicht):
 - Vliegen in lichte regen, mist, nevel, mist, rook, stof, schittering of duisternis wekt meestal de illusie dat je te high bent;

Bij het onderhavige ongeval in Faro was geen sprake van lichte regen maar matige of soms zware regen.

- Bij lichte regen of matige regen kan de baan onduidelijk lijken vanwege het "regenhalo-effect", waardoor het risico op verkeerde perceptie van de verticale afwijking of horizontale afwijking tijdens het visuele segment toeneemt (het gevlogen segment na de overgang van instrumentreferenties naar visuele referenties);
- Zware regenval beïnvloedt dieptewaarneming en afstandswaarneming:
- Regen op een voorruit zorgt voor brekingseffecten waardoor de bemanning denkt dat het vliegtuig te hoog is, wat resulteert in een ongerechtvaardigde neuscorrectie en een vlucht onder de gewenste vliegroute;

Er heeft een afwijking plaats gevonden van het glijpad zoals aangegeven door de PAPI. Dit blijkt uit de Wreckage Distribution Chart waarbij de touchdown op 392 mtr vanaf het begin van de baan was. In hoeverre de toename van de daalsnelheid door de lage snelheid ook werd beïnvloed door een bewuste correctie van de hoogteroer stand naar beneden als gevolg van een visuele illusie veroorzaakt door refractie is niet duidelijk. Het lijkt niet waarschijnlijk omdat de gezagvoerder die de F/O eerst coacht op handhaven van de snelheid vervolgens wijst op het te lage naderingspad. De F/O bevestigt dit en zou dus als logische reactie iets nose-up gecorrigeerd moeten hebben.

- Zijwind:
 - Bij zijwind verschijnen de baanverlichting en de omgeving onder een hoek ten opzichte van de koers van het vliegtuig; de cockpitbemanning moet de driftcorrectie handhaven en weerstand bieden aan de neiging om het luchtvaartuig uit te lijnen met de hartlijn van de baan; en

Deze illusie lijkt aantoonbaar: het kan verklaren waarom de, bijna volledige, rudder input naar links werd gegeven. Als het onderdeel vormt van de perceptie dat de volledige landingsmanoeuvre moest worden ingezet is het ook een indirecte verklaring voor het dicht trekken van de gashendels. Beide acties (rudder input en gas dicht) werden op het zelfde moment (13 sec voor de landing) ingezet.

- Staat van het baanoppervlak:

Een natte landingsbaan weerkaatst heel weinig licht; Dit kan de dieptewaarneming beïnvloeden en ervoor zorgen dat de cockpitbemanning ten onrechte waarneemt dat het vliegtuig verder van de landingsbaan verwijderd is. Dit effect resulteert meestal in een late flare en een harde landing.

Het feit dat de baan zeer nat was en weinig verlicht omdat het rond zonsopgang was verklaart ook de late flare die niet door de F/o werd ingezet maar door de gezagvoerder die full up elevator gebruikte toen de sinkrate versus lage hoogte hem duidelijk werd.

Tabel 1 geeft een overzicht van visuele illusiefactoren, factoren en hun effecten op de perceptie en acties van de piloot.

Table 1 Factors That Cause Visual Illusions and Result in Incorrect Pilot Responses			
Factor	Perception	Action	Result
Narrow or long runway Runway or terrain uphill slope	Too high	Push	Land short/hard
Wide or short runway Runway or terrain downhill slope	Too low	Pull	Land long/overrun
Bright runway lighting	Too close (too steep)	Push	Land short/hard
Low-intensity lighting	Farther away (too shallow)	Pull	Land long/overrun
Light rain, fog, haze, mist, smoke, dust	Too high	Push	Land short/hard
Entering fog (shallow layer)	Pitch-up	Push over	Steeper glide path/ (CFIT)
Flying in haze	Farther away (too shallow)	Pull	Land long/overrun
Wet runway	Farther away (too high)	Late flare	Hard landing
Crosswind	Angled with runway	Cancel drift correction	Drifting off track

CFIT = Controlled flight into terrain
Source: Flight Safety Foundation Approach-and-landing Accident Reduction (ALAR) Task Force

Vermindering van de effecten

Om de effecten van visuele illusies te verminderen, moeten strategieën voor de preventie van bedrijfsongevallen en persoonlijke verdedigingslijnes worden ontwikkeld en geïmplementeerd op basis van de volgende aanbevelingen.

Bewustzijn van gevaren

Bedrijven moeten hun blootstelling aan visuele illusies op hun routenetwerk en in hun bedrijfsomgeving(en) beoordelen.

De cockpitbemanning moet worden opgeleid om de factoren en omstandigheden die visuele illusies veroorzaken en de gevolgen daarvan te herkennen en te begrijpen, waaronder:

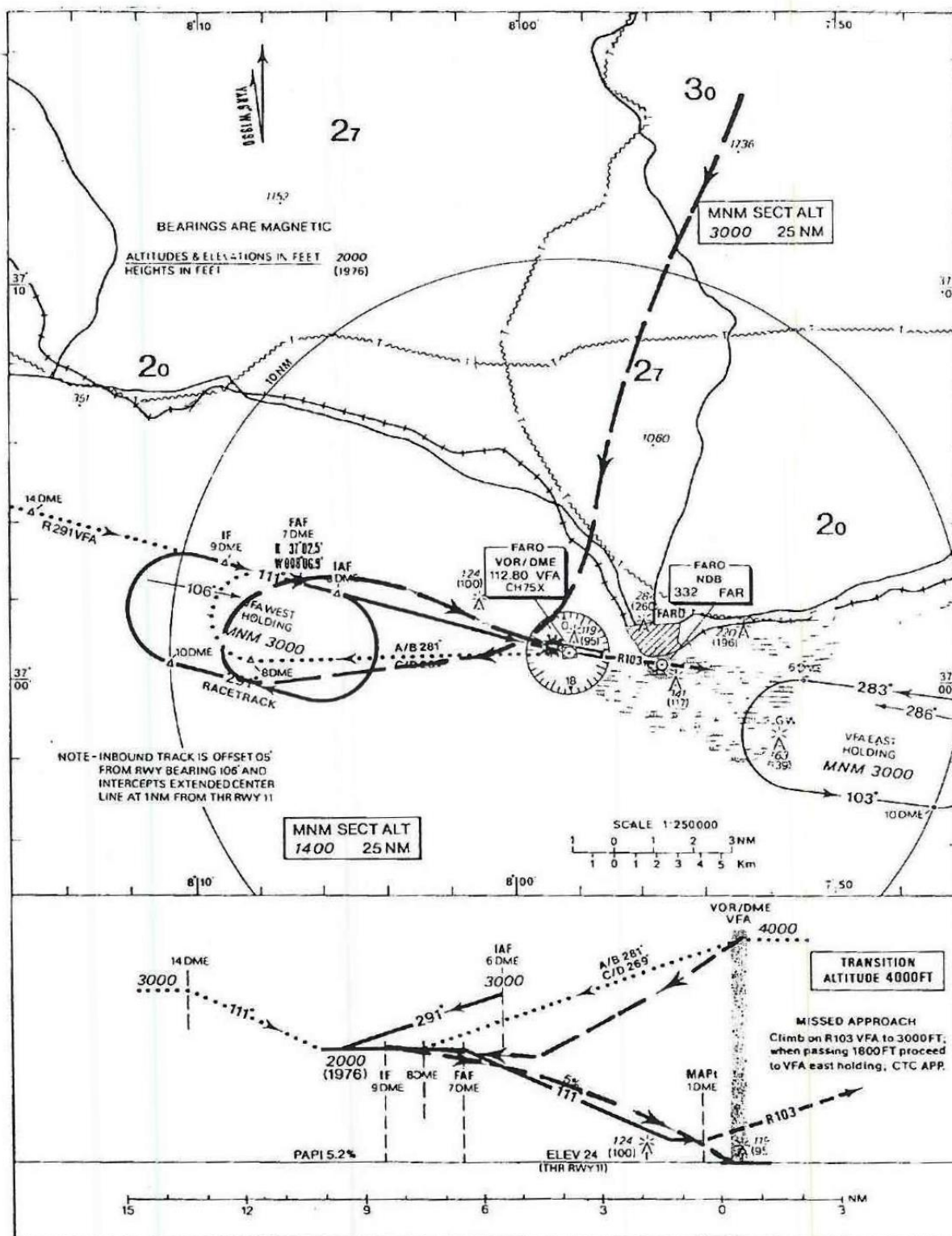
- Perceptie van hoogte/diepte, afstanden en hoeken; en
- Beoordeling van de horizontale positie en het glijpad van het vliegtuig.

Beoordeling van de gevaren

Naderingsgevaaren moeten tijdens de naderingsbriefing worden beoordeeld door de volgende elementen te bekijken:

- Bewolkingshoogte en zichtomstandigheden;
- Weer:
 - Wind en turbulentie;
 - Regenbuien; Of
 - Mist- of rookflarden
- Ervaring van de bemanning op de luchthaven en in de luchthavenomgeving:
 - Omringend terrein; en / of
- Specifieke gevaren op luchthavens en start- en landingsbanen (obstakels, zwarte-gateffect, lichtpatronen buiten de luchthaven); en
- Hulpmiddelen voor de nadering van de start- en landingsbaan en visuele hulpmiddelen:
- Type nadering (beperkingen in de naderingsnavigatie , zoals een glijpad dat onbruikbaar is voorbij een bepaald punt of onder een bepaalde hoogte);
- Type naderingslichten; en
- VASI- of PAPI-beschikbaarheid.

In hindsight was het beter geweest als de gezagvoerder de nadering zelf had gevlogen gezien zijn totale ervaringsniveau maar ook het feit dat hij in 1992 ook al verscheidene malen op Faro was geland. Het lijkt duidelijk dat hij niet heeft ingeschat dat deze nadering onder de genoemde weerscondities te moeilijk was voor de F/O. Mogelijk heeft zijn eigen lage exposure in dat jaar verhinderd om kritisch naar de risico's bij de uitvoering van de vlucht te kunnen kijken.



AEROPORTO DE FARO

TRAJECTÓRIA RADAR DO VOO MP 495

NTSB REPORT

At 0006:52 DFDR elapsed time and 104.3 feet radio altitude, a left rudder input was observed in the data reaching a maximum value of -22.5 degrees, at a roll angle of 1.76 degrees left wing down. A local maximum roll angle of 14.41 degrees left wing down was observed two seconds later at a radio altitude of 82.8 feet. One second later, at a radio altitude of 70.6 feet, the left inboard aileron was observed to deflect to a maximum value of -11.612 degrees while the right outboard aileron was observed to deflect to a value of +7.11 degrees, both consistent with right wing down command input.

Data consistent with touchdown were observed at 0007:02 DFDR elapsed time. The data indicated a radio altitude of 1.2 feet, an indicated airspeed of 126.0 knots, a magnetic heading of 116.72 degrees, a pitch attitude of +8.79 degrees nose up, a roll angle of +5.62 left wing up, and a vertical Gs value of 1.9533.

Elevator deflection parameters recorded maximum values at touchdown and pitch values reached a maximum value of +9.4 degrees nose up one second after touchdown. Roll values continued to fluctuate between wings level (0.0 degrees) and left wing up for the remainder of the accident sequence.

Data from the right number 3 spoiler and the left number 5 spoiler indicate deployment two seconds after touchdown at 0007:05 DFDR elapsed time at a roll angle of +25.31 degrees left wing up. One second prior to touchdown, the right number 3 spoiler values indicated 6.7 and 7.0 degrees while the left number 5 spoiler indicated 0.0 and 0.4 degrees. The last data were recorded 8 seconds after touchdown at 0007:10 DFDR elapsed time where the data indicated that the airplane was at a roll angle of +96.33-degree left wing up, a -6.59 nose down pitch attitude, and on a magnetic heading of 172.62 degrees.

9. MAXIMUM WIND COMPONENTS INCL. GUSTS / MINIMUM RUNWAY WIDTH

Normal Operation

– Take-off and manual landing

Braking action	MOTNE code	Friction Coëff.	Typical Runway Condition	CROSS		TAIL
				Rwy width 45 m or more	Rwy width 40 to 45 m	
GOOD			• Dry runway.	33 kt	20 kt	15 kt
GOOD	5	0.40 and above	• Wet runway with good surface condition.	25 kt	15 kt	10 kt
MEDIUM to GOOD	4	0.39 to 0.36		(NOTE)	(NOTE)	(NOTE)
MEDIUM	3	0.35 to 0.30	• Moderate to heavy rain on clear runway. • Snow/ice covered but sanded runway.	15 kt	10 kt	5 kt
MEDIUM to POOR	2	0.29 to 0.26		(NOTE)	(NOTE)	(NOTE)
POOR	1	0.25 and below	• Slush or snow or ice covered runway. • Freezing rain. • Drizzle on dusty runway. • Standing water.	5 kt	0 kt	0 kt

NOTE: Use of intermediate wind limits permitted.

1.18.5 DC-10 Hard Landing Accident in Faro, Portugal

On December 21, 1992, a DC-10-30CF operated as Martinair flight 495 crashed while landing on runway 11 at Faro (Portugal) Airport. There were 340 passengers and crewmembers on board at the time of the crash. Two cabin crewmembers and 54 passengers were killed, and 104 passengers were seriously injured. The Portuguese accident investigation report, prepared by the Director-General of Civil Aviation (DGAC),⁸⁵ stated that the right MLG hit the runway in a right-wing down attitude on the left side of the runway. The right MLG collapsed inboard and the “right engine and right wing tip contacted the runway,” the report stated. “The right wing suffered total rupture between the fuselage and the right engine. The aircraft slid along the runway for about 30 meters [98 feet] and gradually moved to the right, supported by the center landing gear.” The DGAC report added the following:

After the rupture of the right wing, fire developed and enveloped the fuselage from the right to the left. The right wing followed a trajectory next to the aircraft up to the area [where] it came to rest. The aircraft [departed] the runway at the right-hand side, with a track of about 120 degrees, in an inverted position. When leaving the runway and entering the runway edge...the aircraft rolled left and the left wing bottom side dug into the ground and disintegrated partially, and the fuselage broke into 2 sections. It came to rest with the rear section in a normal position and the front section on the left side with the windows and doors [contacting] the ground. The fuel flowing from the tanks caused explosions followed by fire, causing the destruction of the rear fuselage up to the rear pressure bulkhead.

The airplane came to rest about 3,609 feet from the runway threshold and about 328 feet to the right of the runway centerline. The DGAC report stated that numerous thunderstorms were reported in the vicinity of the airport and concluded that the airplane had encountered turbulence “associated with microburst and downburst phenomena on final approach at an altitude of about 750 feet radio altitude. The report stated that the approach then became unstable with a descent rate that varied from 100 fpm to 1,300 fpm. The report stated that as the airplane crossed the runway threshold, it “encountered a crosswind component of 40 knots, and a tailwind component of 10 knots.” The airplane landed with a 7° crab angle to the right, a 8.79° nose-up pitch angle, a 5.62° left-wing-up roll and 1.95 g vertical acceleration, the report stated.

A postaccident metallurgical examination of the right MLG determined that “the gear parts and the associated mechanisms were, at the time of the accident, without fatigue defects or defects of any other type and had no previous fatigue damage.” The report concluded that the “rupture happened exclusively due to the impact on landing which produced the overload which induced in the components and critical zones instantaneous levels of tension which exceeded the material static limit resistance.”

The DGAC determined that the probable causes of the accident were “the high rate of descent in the final phase of the approach and the landing made on the right landing gear, which exceeded the structural limitations of the aircraft, [and] the crosswind, which exceeded the aircraft limits and which occurred in the final phase of the approach and during landing.”

In connection with its work on the Newark accident, Boeing calculated that the airplane involved in the Faro accident landed on its right MLG at a vertical speed of 17 fps, or 263 percent greater than its energy certification limit. The Boeing submission stated that “because of the difference in potential energies into the respective [right] MLG, the Newark landing, at 13.5 fps, was a more severe test of the landing gear than the Faro accident at 17 fps.”

The Boeing submission also stated the following regarding the accident at Faro:

[A]t a landing weight of 353,000 [pounds], lift at start of touchdown of approximately 1.1 times the aircraft weight, and descent rate at the aircraft [c.g.] of approximately 15 fps and roll rate of 6 [degrees per second], the kinetic energy, 1,259,300 ft-lbs, was decreased by potential energy (from increased lift) by approximately 106,000 ft-lbs, for a total energy of approximately 1,153,000 ft-lbs on the [right] MLG. Comparing the Faro accident energy with the DC-10-30's [right] MLG energy required for certification shows that the energy developed during the Faro accident landing was over 2 and a half times the reserve energy (ultimate) certification requirements for a single [MLG].

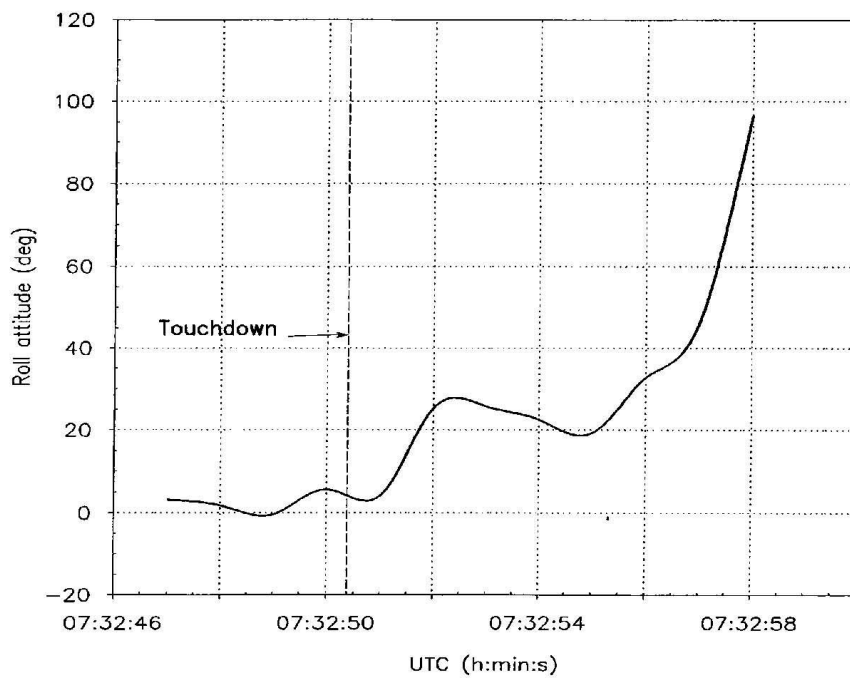
Figure 10 shows Boeing's calculations of the energy imparted to the right MLG in the Faro accident.

RMLG Energy - Faro DC-10-30 Accident

- **RMLG Energy During Accident:**
 - Potential Energy Due to Increased Lift = -106,000 ft.-lb.
 - Kinetic Energy = 1,259,300 ft. lb.
 - Total Energy = 1,153,300 ft.-lb.
 - 353,000 lb. Landing Weight
 - 15 fps Sink Rate @ c.g. and 6°/sec roll rate
 - Lift = 1.1 X Weight
 - MLG Strut Stroke = 23 in.
 - MLG Tire Deflection = 13 in.
- **RMLG Energy for Certification = 438,700 ft.-lb.**
 - 436,000 lb. Landing Weight, symmetrical landing
 - 12 fps Sink Rate (FAR 25.723 Reserve Energy Condition)
 - Lift = Weight (FAR 25.473)
- **RMLG Energy During Accident Relative to Energy for Certification: $(1,153,400/438,700) \times 100 \% = \underline{263 \%}$**

NLR rapport – roll angle after touchdown

Fig. 3b Roll attitude from FDR
Stg. CONFIDENTIEEL (CONFIDENTIAL)



213

Stg. CONFIDENTIEEL (CONFIDENTIAL)
-34-
CR 94238 C

06 APPROACH INITIATION

Assuming an initial approach altitude of 2000 ft HAA, use the following procedure for an ILS intercept:

- *Initial approach configuration: 15/TO.*
- *Prior to GS CAP select 22/TO.*
- *At GS CAP select gear down.*
- *Perform LANDING checklist up to item "Flaps/Slats".*
- *At minimum 1500 ft HAA select 35/50/LAND, set speed FAS and complete checklist.*

NOTE: *If the initial approach altitude is higher than 2000 ft HAA adjust the ILS procedure to be established in the Final Approach configuration not below 1500 ft HAA.*

Several conditions may require early stabilization, such as:

- *tailwind*
- *high weight*
- *CAT IT/IIIA weather conditions*
- *N-I approaches*
- ***Non-precision approaches***

In these cases, *use the following procedure for intercept:*

- *Initial approach configuration: 22/TO.*
- *Approaching GS (2 dots ILS GS) -or-
2 NM prior point "D": select gear down.*
- *Prior GS CAP (1 dot) -or-
1 NM prior point "D": select 35/50/LAND.*
- *Set speed FAS and perform LANDING Checklist.*



05. 500 ft call

A 500 ft call shall be included in the final part of each approach to protect against subtle incapacitation and to serve as an awareness call for the landing clearance.

On aircraft with a basic crew including a flight engineer, the latter shall give this call and on aircraft with a basic crew of two pilots only the PNF shall give this call.

In both crew compositions the PF will respond "CLEARED/NOT CLEARED", followed by a "CHECKED" call from the PNF, which means that he agrees with the response from the PF.

All basic crew members should be convinced that the landing clearance has been received and acknowledged before landing.

Considering the purposes of the call, it will be clear that is not meant to be a precision call.

The call will in principle be made with reference to the radio altimeter or, if this is impractical due to underlying terrain, with reference to the pressure altimeter. When the latter is the case, the subject shall be discussed during the crew briefing.

For details refer to the AOM concerned

LANDING GEAR
Description

2. MAIN COMPONENTS AND SUBSYSTEMS (cont'd)

2.4. Nosewheel steering system

- Hydraulically actuated from system No.1 and No.3.
- Mechanically controlled by either the steering wheel or the rudder pedals.
- Steering wheel has override authority over rudder pedals (override spring).
- Steering wheel provides steering angle up to 68° either side.
- If hydraulic system No.1 fails, steering angle for LH turns, respective for RH turns if hydraulic system No.3 fails, is limited to 25°.
- Full rudder pedal travel provides steering angle of maximum 10° either side.
- Rudder pedal steering not noticeably affected by loss of one hydraulic system.
- Ground sensing mechanism renders rudder pedal steering inoperative during nose gear strut extension at lift-off.
- The extending nose strut centers the nosewheels by means of internal cams.
- Inadvertent steering with the steering wheel while the gear is retracted is prevented, as steering bypass valve is mechanically placed to bypass mode upon gear retraction.
- Nosewheel steering rendered inoperative by lockpin (bypass valve locked) when aircraft is being towed.

2.5. Wheels, brakes and anti-skid system

The wheels are equipped with tubeless tires.

(S)

(N)

- Main and center gear wheels are identical, each equipped with 3 thermal relief plugs.

The brake system consists of 2 independent simultaneously working braking systems for main and center gear wheels.

- Brake system No.1 powered by hydraulic system No.1.
- Brake system No.2 powered by hydraulic system

- Brakes are available as long as brake pressure is above red band of respective brake pressure indicator.
- Hydraulic fluid quantity limiters will shut off fluid to brake assembly in the event fluid leak occurs between limiter and brake assembly.
- A ram air cooling system provides continuous inflight cooling of gear brakes.

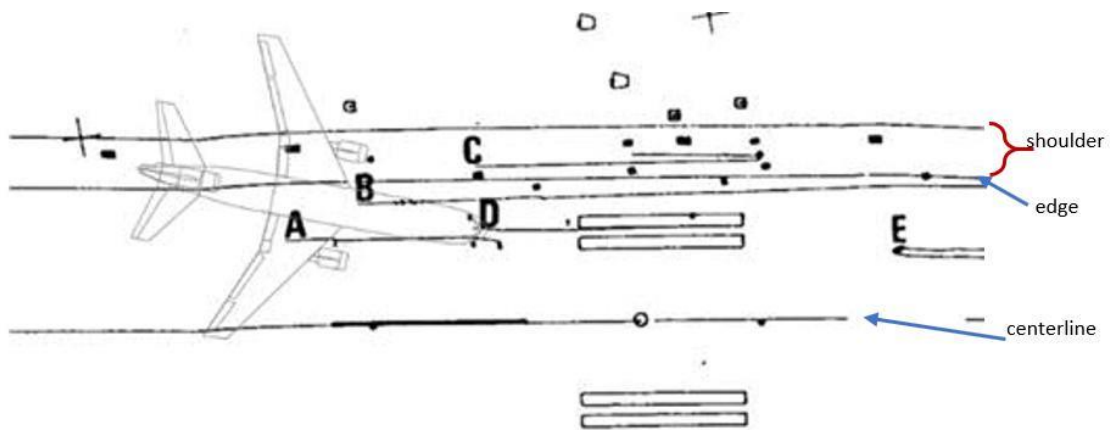
The parking brake system is operated by a handle on the pedestal and monitored by 2 PARK BRAKE lights.

- The parking brakes are set by applying full braking pressure with rudder pedals, positioning park brake handle fully aft and releasing rudder pedals.
- 2 electrically-operated parking brake shut-off valves prevent return flow of oil through anti-skid valves.
- Parking brake holding time with parking brake shut-off valves properly closed is approximately 8 hours.
- Adequate parking pressure is available if brake system pressure is indicated in the white band.

The anti-skid system prevents wheel skidding by limiting hydraulic brake pressure applied to the brakes and provides locked wheel protection for both, flight and ground mode.

- System operative with anti-skid switch in ARM position and either normal or alternate gear control handle in DOWN position.
- A touchdown protection releases all brake pressure (free-wheeling) when ground-sensing mechanism is in flight mode and anti-skid switch is in ARM position until spin-up of the aft wheels.
- Anti-skid control valves electronically controlled by their anti-skid box, continuously vary braking pressure in response to wheel action.
- Locked wheel condition is prevented by a protection circuit which releases brake pressure on wheel in question if paired wheel is above specified wheel speed.
- System automatically reverts to manual braking power at approximately 10 kt.

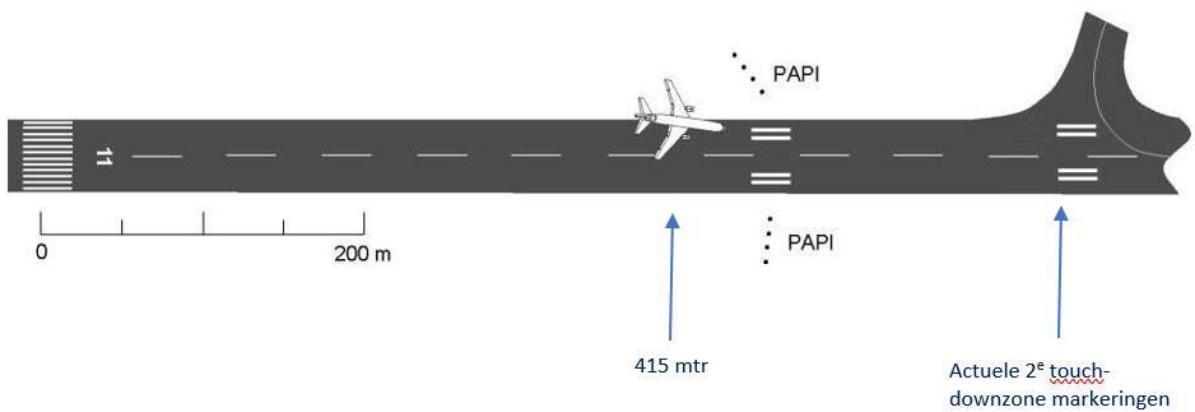
Wreckage distribution chart



Legend

A – Track of Main Landing Gear Right Hand side tires
 B – Track of Main Landing Gear Center side tires
 C – Track of Main Landing Gear Left Hand side tires

D – Zigzag of Main Landing Gear Right Hand side
 E – Impact and trailing of engine #3
 F – Furrow made by flange of drop wheel #2 of MLG center side



Actuele grondkoers analyse

Runway 11

Wind 150/18 Vis 2500 mtrs TS 3/8 at 500ft 7/8 at 2300 ft 1/8 CB at 2500 ft Temperature 16 QNH 1013 Transition Level 70

Indicated Airspeed = 161 kts

Afgeleide True Airspeed = 166 kts

Initiële Naderingshoogte 2000 ft

Observaties

Radar overlay is niet gemaakt op basis van een approach radar plot maar op die van een lange afstandsradar (op meer dan 100 nm van Faro). De betrouwbaarheid is mogelijk minder door het verschijnsel radar horizon, de lagere omloopsnelheid en daarmee de aantallen plotposities van de radarantenne en de onbekende foutmarge van het radarsysteem zelf. Het accuraat bepalen van de track van het vliegtuig in de approach is dus lastiger. Toch vertoont de berekende track grote overeenkomsten met de radarplot. Daarmee zijn zowel de afgeleide track als de radarplot indirect bewijs voor de correctheid van beide tekeningen.

Wel kan er duidelijker gemaakt worden waarom de crew in het eerste gedeelte van de nadering veel meer werkdruk had waarbij men tegelijkertijd het vliegtuig in het laterale vlak correct moest oplijnen, het vliegtuig in landingsconfiguratie brengen, de daling inzetten en de landing checklist moest lezen. Het is niet verbazingwekkend dat als gevolg hiervan er procedurele fouten gemaakt worden en de crew coordination te wensen overlaat. Dit laat onverlet de 2 grote fouten die er gemaakt zijn namelijk de verkeerd ingestelde approach radiaal 114° en de late configuratieverandering zoals dit bij een ILS gedaan wordt. Voor de Faro VOR approach had de final configuratie ingesteld moeten worden in de bocht naar naderingsradiaal 111°. Normaliter is men gewend dat dit op een grotere afstand op final gebeurt maar dat was hier niet opportuun door het ontwerp van de nadering. Het ontwerp van de procedure heeft daarmee bijgedragen aan de instabiliteit van de nadering.

Afgeleide Track van MP 495

Het vliegtuig van Category D moet dus de outbound radiaal 269° volgen van VFA VOR en op 8 DME indraaien voor de eindnaderingsradiaal 111°. Op 8 nm bereikte het vliegtuig de radiaal 269° via een intercept heading van 252°. Om de radiaal te volgen moest de heading 259°

Aannames:

De groundtrack 269° van de radarplot wordt als accuraat beschouwd

De windwaarde zoals deze door de gezagvoerder in het begin van de nadering als 190/30 wordt afgelezen is constant op 2000 ft.

Vanaf dit punt moet dan de groundtrack berekend worden op basis van:

- De rollrate van de DC-10 op autopilot om een bankangle van 25° te bereiken en de verplaatsing over de grond die hiermee gepaard gaat.
- De heading die het vliegtuig heeft op het moment dat 25° bank wordt bereikt
- De verplaatsing over de grond vanaf deze heading tot het punt dat het vliegtuig uit begint te rollen om op een heading 080° te komen.
- De verplaatsing over de grond vanaf bank 25° tot bank 0°
- Wind constant 190/30 kts en TAS constant 166 kts
- Lengte van de groundtrack en de benodigde tijd om dit traject af te leggen

Berekeningen

Meest waarschijnlijke wind 190/30. IAS 161 , TAS 166

Om de radiaal 269° vanuit de VOR VFA te volgen is bij deze wind een heading 259° nodig. Radar overlay is niet gemaakt op basis van een approach radar plot maar op die van een lange afstandsradar (op meer dan 100 nm van Faro). De betrouwbaarheid is mogelijk minder door het verschijnsel radar horizon, de lagere omloopsnelheid en daarmee de aantallen plotposities van de radarantenne en de onbekende foutmarge van het radarsysteem zelf.

Bocht met 25° bank vanaf heading 252° tot heading 080° (intercept-heading voor de approach) Dit is een bocht van 188°. Deze bocht begint volgens de CVR om 07.28:04 UTC. Roll in en roll out tijden en de daarmee samenhangende verplaatsing van de DC-10 op autopilot zijn onbekend en dus niet meegenomen in de berekening.

Als de windsterkte wordt opgeteld bij de TAS komt hier een maximale bocht diameter uitgaande van een omnidirectionele wind. De actuele track zal tussen de minimale en maximale waarden in liggen.

Zero wind:

$$\text{TAS } 166 + 30 = 196$$

bochtdiameter 1,7 nm – tijd 59 seconden

bochtdiameter 2,4 nm – tijd 69 sec

Aanname: tijd benodigd zal in de buurt komen van **59 seconden om heading 080 te bereiken met een uitwijking van 0,4 nm t.o.v. de zero wind 165 kts radius**

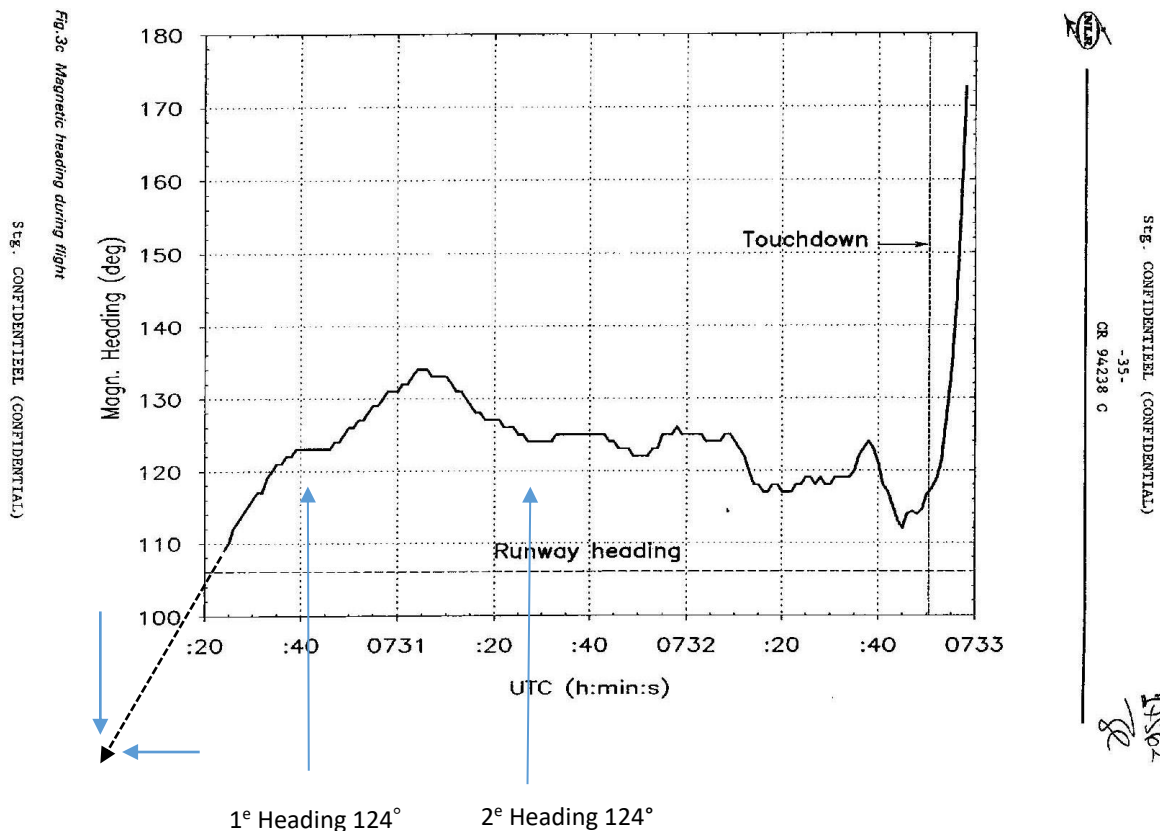
Turn Performance Calculator	
Required Data Entry	
Aircraft Speed Entering Turn	191.066 MPH 166 KTS
Aircraft Rated Stall Speed	143.875 MPH 125 KTS
Turn Bank Angle	25 °
Turn Radius	5256.8 Feet
Turn Diameter	10513.6 Feet
Turn Diameter	1.7 NMiles
Turn Diameter	2.0 Miles
G Load	1.1 Gs
Increase In Stall Speed	1.1 Factor
Increased Stall Speed	131 KTS
Increased Stall Speed	151 MPH
360° Turn Time	117.6 Seconds
360° Turn Time	2.0 Minutes
180° Turn Time	58.8 Seconds
180° Turn Time	1.0 Minutes



Turn Performance Calculator	
Required Data Entry	
Aircraft Speed Entering Turn	224.445 MPH 195 KTS
Aircraft Rated Stall Speed	1 MPH KTS
Turn Bank Angle	25 °

Calculated Results	
Turn Radius	7254.0 Feet
Turn Diameter	14508.0 Feet
Turn Diameter	2.4 NMiles
Turn Diameter	2.7 Miles
G Load	1.1 Gs
Increase In Stall Speed	1.1 Factor
Increased Stall Speed	0 KTS
Increased Stall Speed	1 MPH
360° Turn Time	138.1 Seconds
360° Turn Time	2.3 Minutes
180° Turn Time	69.1 Seconds
180° Turn Time	1.2 Minutes
90° Turn Time	34.5 Seconds
90° Turn Time	0.6 Minutes





Referentietijden

Touchdown	07.32:50
Vaste heading 124°:	07.31:25
Piekheading 135°:	07.31:05
Heading 124° bereikt om:	07.30:40
Afgeleide heading 104° om:	07.30:20
Hoekverplaatsing bocht 1°/sec	
Heading roll van intercept- heading 080° naar 104° om:	07.29:56

Tijd 1e heading 124° tot touchdown:

$$07.32:50 - 07.30:40 = 130 \text{ sec}$$

$$GS 130 \text{ kts} = 130 \times 130 / 3600 = \mathbf{4,7 \text{ nm}}$$

Tijd 2^e Heading 124° tot touchdown:

$$07.31:25 - 07.32:50 = 85 \text{ sec}$$

$$GS 130 \text{ KTS} = 85 \times 130 / 3600 = \mathbf{3 \text{ nm}}$$

Ge-extrapoleerde heading en bijbehorende tijd uit NLR heading grafiek:

Om 07.30.40: Hdg 124°

Om 07.30.20: Hdg 104° dus 20 graden in 20 seconden

Terugrekenend naar 080° Hdg = 24 graden = 24 sec dus heading was nog 080° om 07.29.56 UTC

De heading 080° werd bereikt na de initiële bocht vanaf de radiaal 269° vanaf 07.28.04 UTC waar de heading 252° was. Hoekverschil 252° en 080° is 188° gedurende 62 seconden = 07.29.06 UTC. De tijd waarover de heading 080° constant is bedraagt dan 50 seconden.

Bij een aldaar geldende track 071° is de afgelegde afstand ongeveer **2,4 nm** (als gevolg van afnemende snelheid door her-configureren naar landingsconfiguratie)

Zero wind diameter van een 180° bocht bij een True Airspeed van 166 kts is 1,7 NM. Als de wind direct bij de TAS wordt opgeteld dan kunnen we de maximale uitwijk berekenen. Bij een TAS van $166+30 = 196$ kts heeft de bochtstraal een diameter van 2,4 NM.

Conclusie is dat de bochtdiameter bij een constante wind van 190/30 tussen 1,7 nm en 2,4 nm moet zijn geweest maar het meest in de buurt van 2,4 nm met een bijbehorende tijd van 62 seconden om de bocht naar een heading van 080° te voltooien.

De vorm van de groundtrack is niet cirkelvormig maar heeft een spiraalachtige vorm onder invloed van de wind.

Tijd over actuele track = 62 seconden vanaf 07.28:04. Dus aankomst op heading 080° voor de interceptie van de approach gebeurt om 07.29:06 UTC.

De track van MP 495 is herleid op basis van de grondsnelheid, headings en tijd. Deze komen voort uit de Cockpit Voice recorder gegevens in combinatie met de headings en afgeleide headings uit het NLR-rapport. Omdat de NLR-rapportages als basis gebruikt zijn is het niet relevant of deze de juiste UTC tijd weergeven want het gaat hier om tijdsverloop tussen punten om afstanden en posities te bepalen.

Het eerste ijkpunt is gebaseerd op de vrijwel constante heading die het vliegtuig vliegt op 85 seconden voor touchdown. Op basis van Groundspeed kan dit voor eerste punt de afstand tot de VOR bepaald worden. Dit punt ligt op 3 NM vanaf de VOR. In de tekening is naast de Approach radiaal 111° van de VOR procedure voor baan 11 ook de radiaal 114° opgenomen. Deze radiaal is relevant omdat deze radiaal was ingesteld op de Course selector van de F/O die de approach vloog. Omdat dit de enige navigatie mogelijkheid was in het laterale vlak wordt hierbij verondersteld dat de F/O deze (abusievelijk) ingestelde radiaal zoveel mogelijk heeft getracht te volgen. Het zal echter nooit meer exact te bepalen zijn wat de afwijking t.o.v. de vereiste approachradiaal precies geweest is. De tekening geeft de best mogelijke inschatting weer, waarbij de afgeleide track ook een grote mate van overeenkomst kent met de radarplot die in het ongevalsrapport is opgenomen.

Alle andere punten zijn op dezelfde manier als het 3 NM punt teruggerekend naar een afstand. Op basis van de headings die het vliegtuig vloog vóór het bereiken van het 3 NM punt is de gehele bocht bepaald die het vliegtuig vloog om de ingestelde radiaal 114° te intercepten. Voor het bereiken van dit punt vloog het vliegtuig een initiële intercept heading van 080° die zich vertaalde in een groundtrack 071°. Uit de berekeningen blijkt verder dat de heading 080° naar schatting werd bereikt na 62 seconden vanaf het punt dat het vliegtuig naar rechts draaide op 8 NM op de radiaal 269°. Vervolgens blijkt dat 22 seconden (0,9 NM) later al het punt D(escent) nadert waarop de initiële approach hoogte van 2000 ft moest worden verlaten. Omdat de crew laat was met het configureren van het vliegtuig naar de landingsconfiguratie moesten er meerdere dingen tegelijkertijd gebeuren. Het initiëren van de daling, het selecteren van gear en flaps, het reduceren van de snelheid hebben er waarschijnlijk toe bijgedragen dat het oplijnen met de, ook nog verkeerd ingestelde, radiaal te laat plaats vond. Dit leidde tot een significante laterale afwijking van de approach radiaal. Het is duidelijk geworden aan de Cockpit Voice recorder opname dat de crew vanaf dit punt duidelijk achter de feiten aan loopt. Dit vertaalt zich in fouten in crew coördinatie, missed calls en procedurele vergissingen. De verkeerde approach snelheid is hiervoor een indicatie (139 kts i.p.v. 144 kts – zie Cockpit Voice Recorder opname) Dat de crew deze fout kon maken bewijst dat de methode van slechts de Vth op een landing data card schrijven in plaats van Vth plus Wind Correction Factor kon leiden tot een fout en deze crew heeft die dan ook gemaakt. Wel opvallend is hoe krap deze VOR-approach qua ontwerp gepland is. Er is geen ruimte gemaakt voor een redelijke afstand op final waarbij eerst de tracking van de radiaal 111° gerealiseerd kan worden. Dit geef dan tijd om vervolgens de daling goed geconfigureerd en op tijd in te zetten. Bij deze nadering kwam alles viel te snel op elkaar hetgeen als factor bij het ongeval kan worden beschouwd. Het ontwerp van de VOR-approach zelf is nooit besproken in het ongevalsrapport. Zelfs de huidige versie van de VOR-approach te Faro is slechts gedeeltelijk verbeterd.

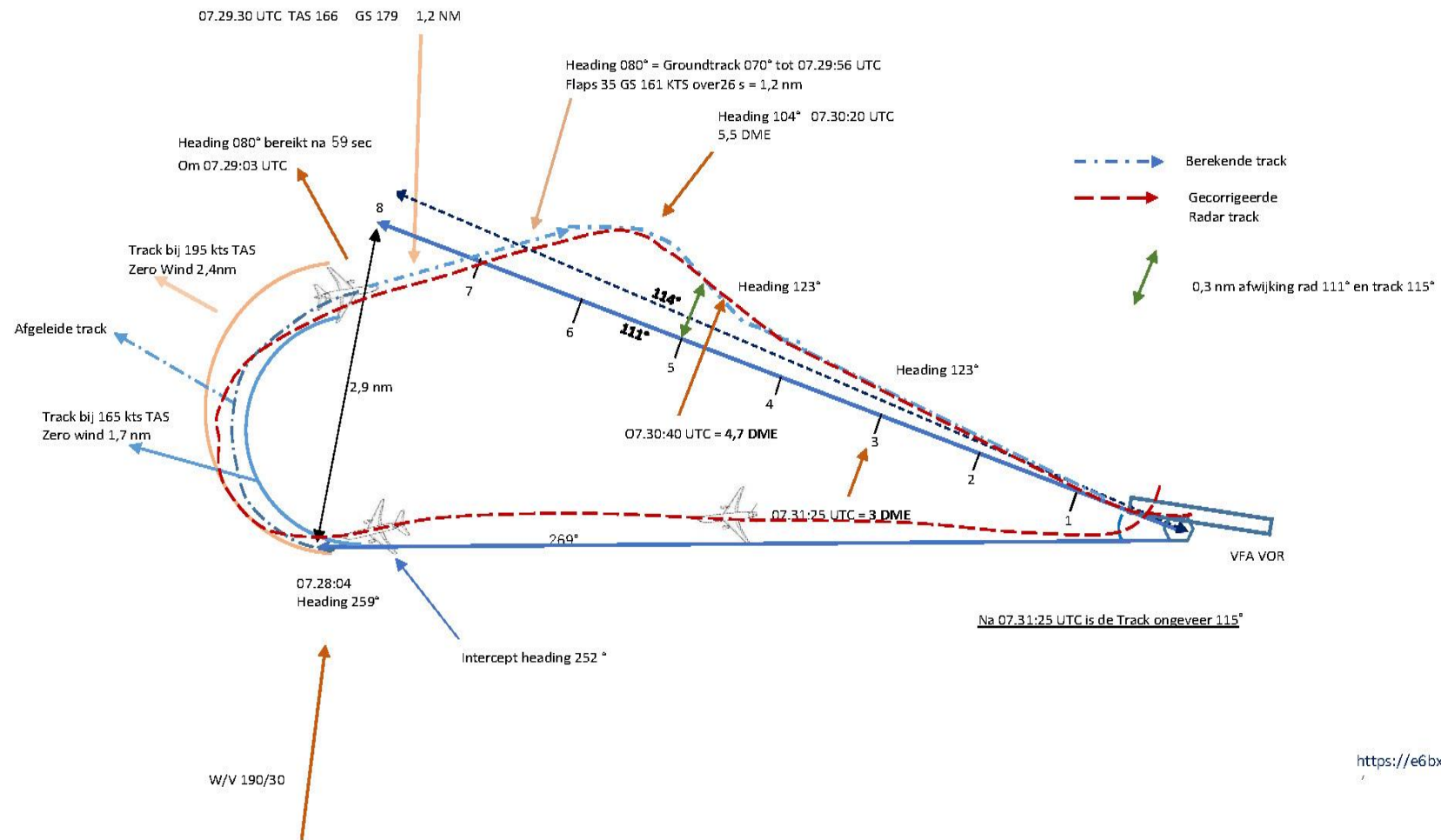


Cockpit MP495

Let op de verkeerde naderingssnelheid van 139 kts en de instelling van de naderingsradiaal (111° aan de zijde van de gezagvoerder en 114° bij de F/O)

Het is raadselachtig dat de Portugese Commissie van Onderzoek de discrepantie van de ingestelde snelheid wel heeft gezien maar de verschillende radiaal instellingen voor de nadering niet.

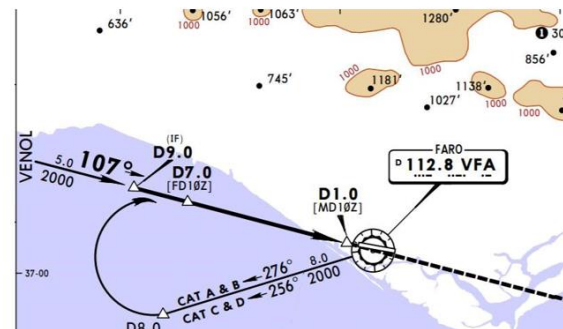
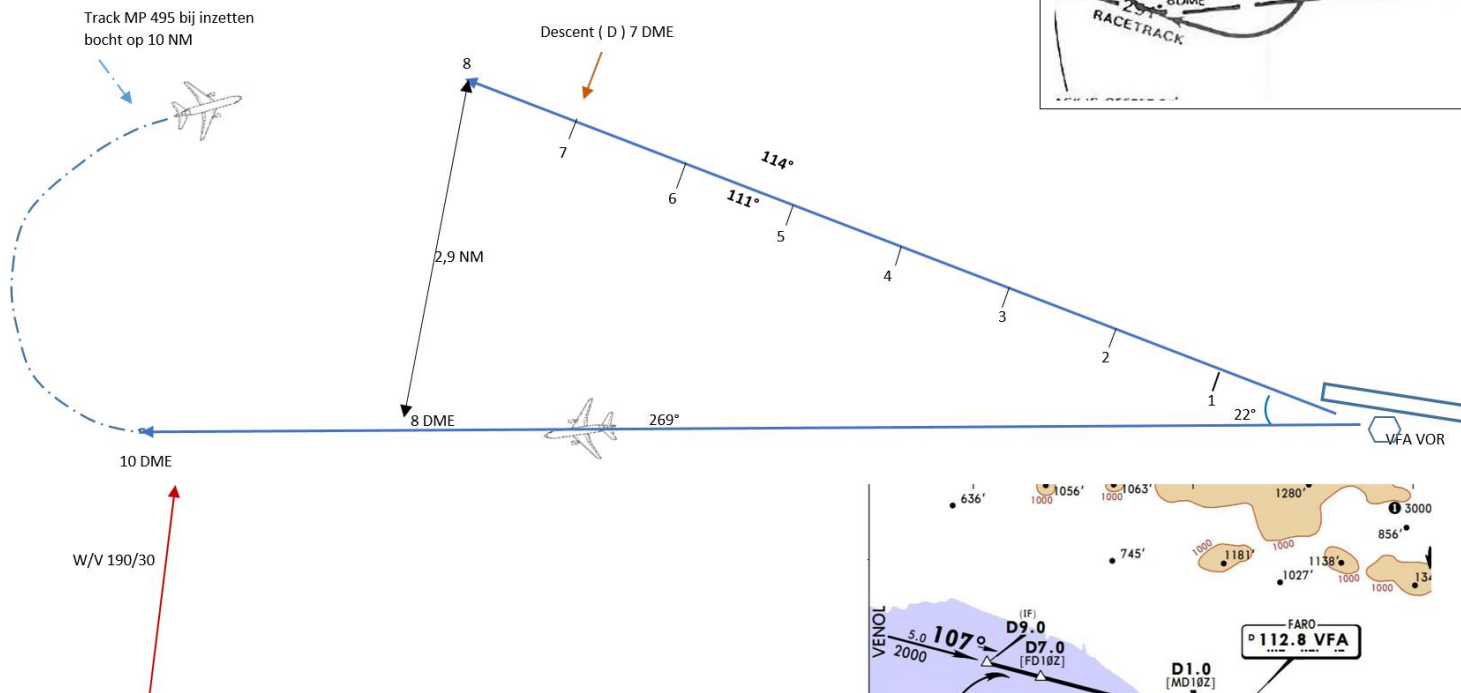
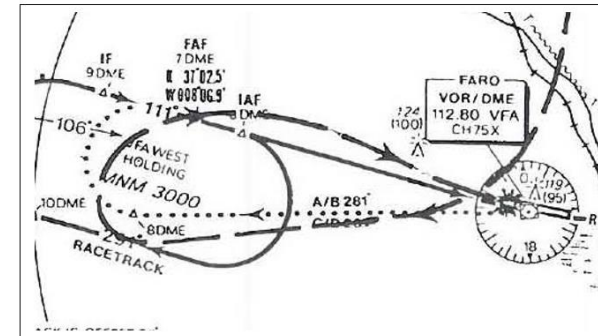
Gecombineerde berekende track en gecorrigeerde radar track



<https://e6bx.com/e6b>

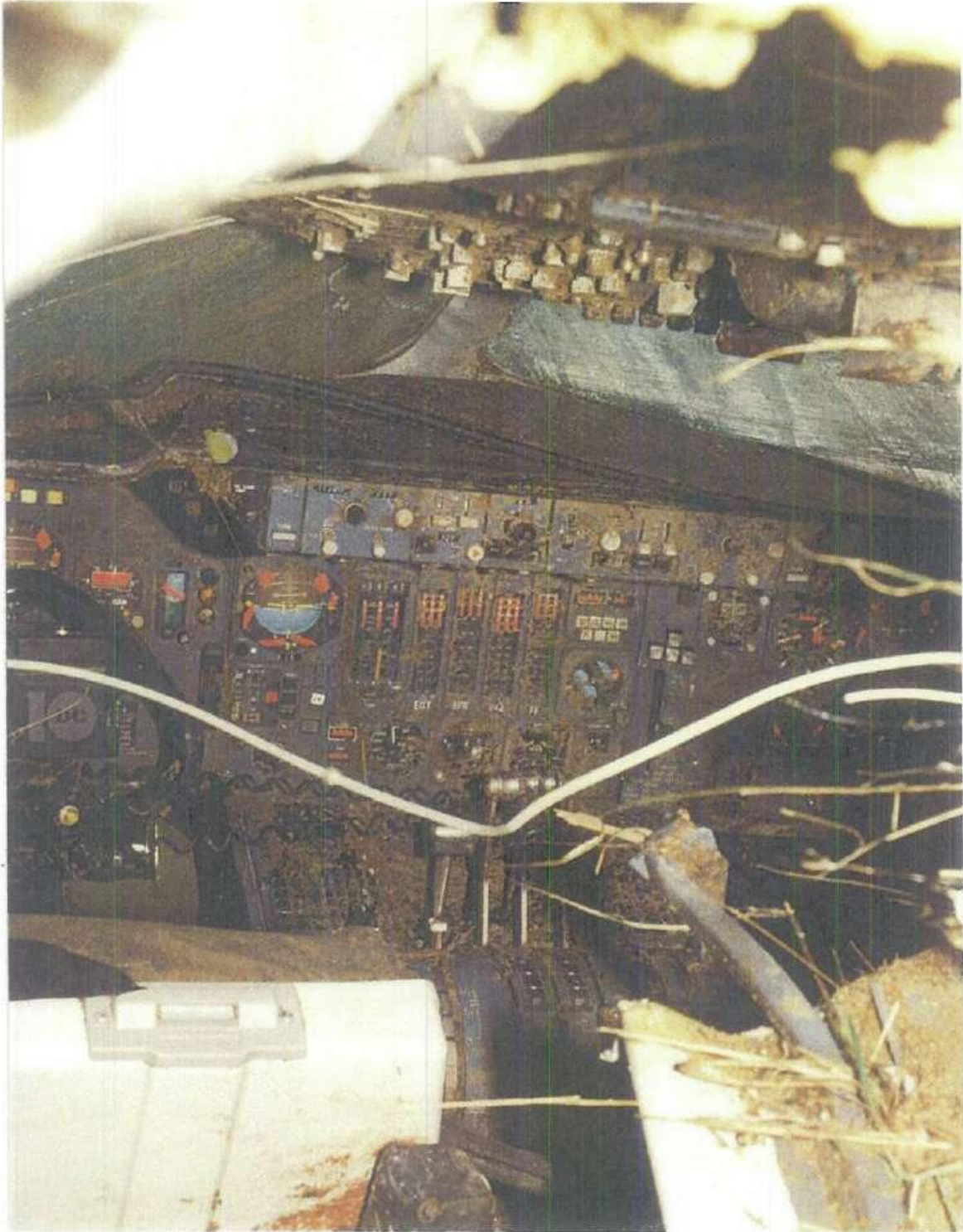
Analyse ontwerp VOR approach runway 11 Faro

Bij verlengde afstand op de radiaal 269° naar 10 NM is de kans op een langere eindnadering beter. Dit had de stabiliteit van de approach in zowel lateraal als vertikaal vlak sterk kunnen verbeteren. In 1992 zijn de risico's van een unstabilized approach bij gebruik van basic navigatie instrumenten in ieder geval niet onderkend in het ontwerp van de VOR procedure. Door verbeteringen in de kwaliteit van de nadering door gebruik van FMS programmering en GPS voldoet de huidige nadering uit 2019 waarschijnlijk wel aan de wettelijke eisen maar de inherente zwakte van het risico op een unstabilized approach is niet weggenomen. De outbound radiaal is nu 256° voor Catagory D vliegtuigen maar het onveranderde draaipunt op 8 NM maakt de procedure nog steeds kritisch voor stabiliteit in de eindnadering.



Soms is verondersteld dat in de oorspronkelijke VOR-procedure uit 1992 het vliegtuig na het passeren van de 8 DME op de 269 radiaal de racetrack moest volgen met track 291. Dit is niet correct: ook de Jeppesen VOR approach chart uit 2019 voor zowel Cat A/B als C/D vliegtuigen definieert het 8 nm punt als punt van waaruit de inbound radiaal moet worden ge-intercept.

MP 495 Cockpit foto vergelijking



Portugese Rapport van Ongeval MP 495



Photo Copyright © Pedro Aragão

AIRLINERS.NET

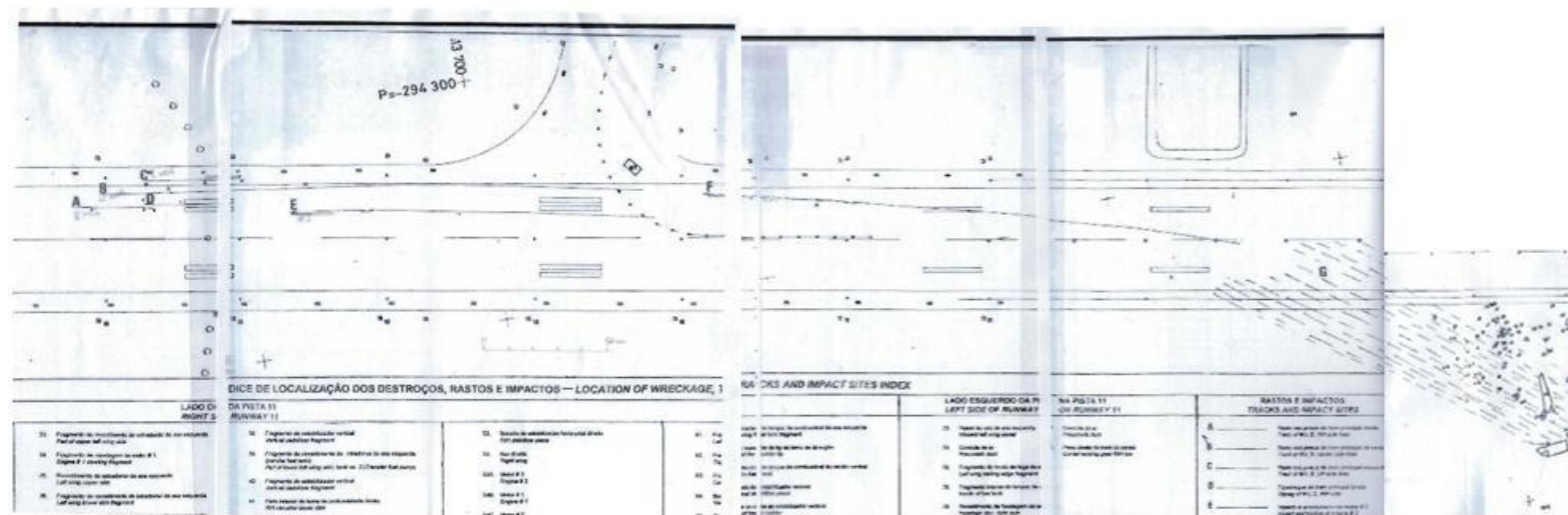


Verbeterde detail-opname

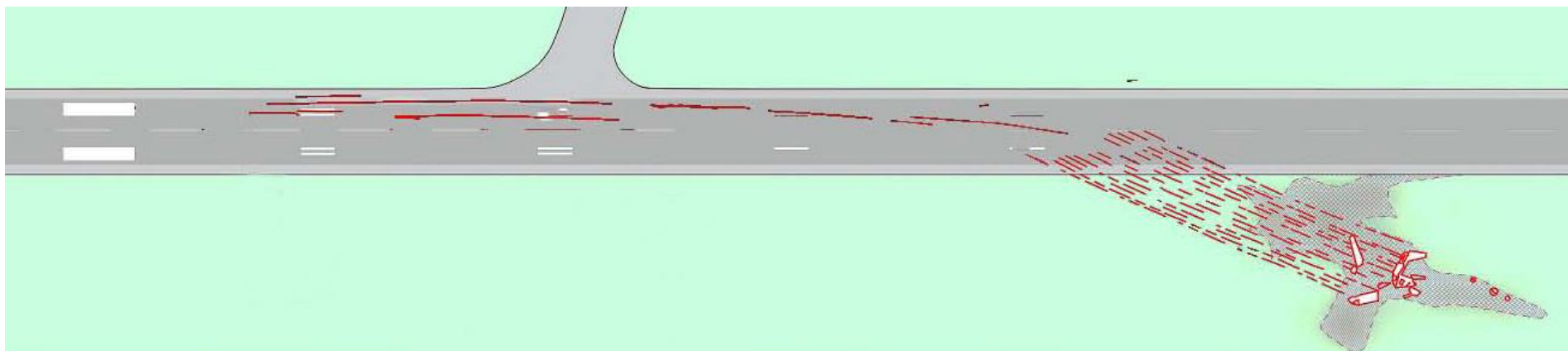
De pijlen wijzen naar de verkeerd ingestelde waarden van de naderingssnelheid (139 kts i.p.v. 144 kts) en de verkeerd ingestelde naderingsradiaal van de VOR (aan de kant van de gezagvoerder de correcte waarde van 111° en aan de kant van de F/O, die de nadering vloog, de foutief ingestelde waarde van 114°)

De heading bug geeft waarschijnlijk 123° aan. Het is onduidelijk waarom de verkeerde snelheidsinstelling wel is benoemd door de Ongevalsecommissie maar de verkeerde radiaal over het hoofd is gezien.

Wreckage distribution chart



Martinair Faro wreckage distribution chart



The Safety Board has investigated several windshear accidents that were known to have heavy rain occurrences at the time of the accident. In a joint project aimed at studying windshear, the FAA and the National Aeronautics and Space Administration (NASA) also examined the effects of heavy rain as part of the overall windshear phenomenon.

During the course of the study, numerous wind tunnel tests were conducted over a 10-year period using several different wing shapes, including two that were equipped with trailing edge flaps and leading-edge slats. These wind tunnel tests simulated the effects of heavy rain to scientifically measure the performance degradation, if any, that heavy rain had on the lifting characteristics of an airfoil.

The tests revealed that there was a measurable reduction in the maximum lifting capability of an airfoil in extreme heavy rain, and some increase in aerodynamic drag. However, these penalties were only predominant when the wing was at a high angle of attack (AOA) during the heavy rain encounter.

An example of the effects of heavy rain was documented in testing and the results revealed that for a transport category airplane wing design, a 15 percent loss in maximum lift and a 6 degree decrease in the stall AOA occurred when the wing was exposed to an "extreme" rainfall rate of 40 inches per hour.

*The NASA data indicated that very large amounts of rain were necessary to appreciably affect the aerodynamic performance of the wings commonly found on transport category airplanes. Further, NASA also conducted tests to determine the effects of heavy rain on the AOA vane located on either side of the aircraft. These tests revealed that during extreme rainfall rates, as high as 30 to 40 inches per hour, there was a less than 1 percent error in the AOA vane readings. The rainfall rate in the Charlotte area at the time USAir flight 1016 encountered the "heavy rain" was determined to be approximately 10 inches per hour. **In testimony at the Safety Board's public hearing, a NASA researcher stated that the rainfall rate encountered by flight 1016 would not have affected the performance of the airplane.***

Het Charlotte ongeval gebeurde in zware regen met een microburst event. Desondanks was de gemeten regenval niet voldoende om een significante vermindering van lift teweeg te brengen. Dit scenario is dus ook voor MP 495 niet van toepassing ook al omdat de Angle of Attack nagenoeg constant bleef tot ongeveer 50 ft RA. De veronderstelling in het RvO dat de mate van regenval (60-65 mm/uur) een bijdragende factor was aan een mogelijk prestatieverlies van het vliegtuig lijkt niet mogelijk.

Charlotte US AIR 1016:

Regenval 10 inch/uur = 25 cm/uur

Faro MP495:

Regenval 6-6,5 cm/uur

2.5.2 Landing Gear Certification

“The MD-11 MLG was designed to break from the wing (fuse) in a drag overload condition but not in a vertical overload condition. Boeing has stated that this design was implemented because data indicated that the most likely landing gear overload condition would occur as a result of striking an obstruction. This “sacrificial shedding” of MLG assemblies in the aft direction was intended to prevent catastrophic loads being transmitted to the wing box and causing rupture.

During its investigation of the FedEx Newark accident, the Safety Board reviewed the circumstances of several accidents involving other wide-bodied airplane types that greatly exceeded aircraft structural limits. A Martinair DC-10 touched down at Faro, Portugal, with a sink rate of 17 fps, at vertical energy loads 2.6 times greater than energy certification requirements for a single MLG. A TWA L-1011 landed in New York at 14 fps, exhibiting vertical energy loads more than twice its certification requirements.

Current landing phase structural design requirements only require consideration of 1.0 g vertical acceleration, small roll angles, and sink rates up to 12 fps. Manufacturers are also required to consider landing gear overloads in the up and aft directions but have the option of either fusing or overdesigning the gear for such loads. Several major landing accidents have now occurred as a result of pilots allowing their airplanes to land with more adverse combinations of lift, roll angle, and sink rate than those specified in the regulations. In each accident, a wing broke and a fuel fire erupted. Each of these accidents involved aircraft whose landing gear were not fused for upward (vertical) acting loads, which concerns the Safety Board. The Safety Board concludes that the failure modes and effects for vertically fused and overdesigned landing gear designs may have been inadequately researched to identify whether, under overload conditions, one design might provide a safer break-up sequence for the airplane than the other design.

Therefore the Safety Board believes that the FAA should conduct a study to determine if landing gear vertical overload fusing offers a higher level of safety than when the gear is overdesigned.

If fusing offers a higher level of safety, the FAA should revise 14 CFR Part 25 to require vertical overload fusing of landing gear.”

Email wisseling Pedro Aragão

Martinair photo

Pedro Aragão <aragao.pedro@sapo.pt>
Antwoorden op: aragao.pedro@sapo.pt
Aan: otto.bliek@gmail.com

5 februari 2021 om 11:24

Sorry Otto , I don't have the negative ,Martinair ask me if I could give them the film and I send them

*Best regards
Pedro*

RE: Martinair photo

Pedro Aragão <aragao.pedro@sapo.pt>
Antwoorden op: aragao.pedro@sapo.pt
Aan: otto.bliek@gmail.com

Hi Otto,

Although I don't have the below mentioned negative I do have others you may be interested in? Just let me know.

Kind regards,
Pedro

Hello Pedro

I would appreciate anything you could let me have.

Also could you tell me how Martinair contacted you and how they knew you had made pictures after the crash?

Were the Portugese accident investigators aware that you had made these pictures?

Thanks for your time

Otto

aan aragao.pedro

Dear Pedro

Thanks for the photographs that you sent. These are useful for the investigation.

In the meantime it would also be useful to know as well about the way that Martinair obtained the other negatives.

Therefore I have the following questions and I would be very grateful if you were able to answer them.

First of all: did Martinair contact you because they knew about your photographs (for example via Jetphotos.com)?

Did they request specific photographs?

Was any reason given why they wanted the photographs?

Were you asked not to mention their request?

Were the Portuguese accident investigators aware of your pictures?

As you may imagine your photographs are very important for my research. Therefore I have to ask these questions. If you are unable to answer them or if you are bound by an agreement with Martinair it would be useful to know.

I apologize for my directness but as an investigator I have to ask questions that have not been properly addressed, even after 28 years since the accident.

Best regards

Otto





Abstract

The design of the landing gear is one of the prime aspects of aircraft design. Literature describes the design process thoroughly, however the integration of these design methods within an automated design framework has had little focus in literature.

Landing gear design includes different engineering disciplines including structures, weights, kinematics, economics and runway design. Interaction between these different disciplines makes the landing gear a complex system. Automating the design process has shown to have the advantage of increased productivity, better support for design decisions and can provide the capability of collaborative and distributed design. The automation tools improve performance of current designs and simplify the development of new aircraft configurations. In this thesis a systematic and automated landing gear design procedure is proposed.

Positioning the landing gear on the aircraft is limited by several requirements. Requirements include take-off stability, touchdown stability, wing-tip and engine clearance, ground handling and stability while taxiing. Evaluation of all these limits results in a feasible design space from which the shortest possible landing gear is found. From the resulting landing gear position, loads on the landing gear struts are calculated. Tyres and wheels are selected and brakes and shock absorbers are designed. The assembly of landing gear components can then be used to make an analytical weight estimation. This analytical weight estimation is based on maximum stresses occurring within the structure due to extreme load cases prescribed in certification specifications. Preventing yielding and buckling within the structure then results in required component thicknesses.

A multi-body model is then made, where structural parts are seen as rigid bodies. The multi-body model evaluates and visualises the system dynamics. The oleo-pneumatic shock absorber forces and motion are modelled using an analytical relation. An empirical tyre model models tyre motion and forces at the contact point. These two models can accurately describe forces within the tyres and shocks due to externally applied forces, which then allows for the evaluation of extreme landing load cases. This is done to verify empirically estimated dynamic landing loads used in the weight estimation. And this is done to identify loading peaks that could occur during a landing. In addition to the landing simulation a simulation of the landing gear retraction mechanism is done to check the kinematic feasibility and compliance to certification requirements.

Verification of results of the implemented landing gear with reference aircraft shows that landing gear positions closely match with actual landing gear positions. The analytical weight estimation of the landing gear assembly estimates the total gear weight with an error of 15 percent. This is comparable to the result of an empirical weight estimation that has an error of 17 percent.

Multi-body simulation results show that dynamic loads during an extreme landing are similar to empirically estimated dynamic loads. **For landing gears with multiple rows of tyres it is especially important to look at landing loads, since a hard landing then creates peaks at high frequency in the shock loads. These peaks originate from the interaction between front and rear axle tyres hitting the ground at different times.** A kinematic simulation of retraction and extension then verifies the kinematic feasibility. This simulation also shows that the retraction and locking mechanisms work and that it can be stowed within the available space. The resulting landing gear design and analysis tools complete the existing aircraft design tools, which then forms the basis for the future improvement of automated transport aircraft design.

41. Pan Am DC-10 AOM Flight Instruments HSI

Pan Am DC-10 Aircraft Operating Manual

FLIGHT INSTRUMENTS 1007.103 p 3

Jul 28, 1981

HSI, Controls and Indicators

HORIZONTAL SITUATION INDICATOR (HSI)—VOR OR ILS MODE

HEADING BUG

Indicates the heading selected on the glareshield panel.

COURSE DEVIATION BAR

Indicates deviation from selected VOR radial or localizer course, left or right.

Each dot equals 5 degrees on VOR, or 1¼-degrees on the localizer.

NAV SOURCE

ANNUNCIATOR

Indicates which VOR or ILS receiver is providing data to the HSI.

COURSE POINTER

WINDOWS

Indicates either VOR or ILS localizer function.

• VOR

To Condition:

Arrow in upper window indicates that selected course is within 90 degrees of the VOR.

VOR in lower window indicates that VOR data is being displayed.

From Condition:

Arrow in lower window indicates that selected course is more than 90 degrees from the VOR.

VOR in upper window indicates that VOR data is being displayed.

• ILS Localizer

Front Course Indication

Yellow-blue arrow in upper window, with yellow-blue in lower window.

Back Course Indication

Blue-yellow upper window, with blue-yellow arrow in lower window.

TRU-MAG ANNUNCIATOR

Indicates data being displayed under lubber line.

MAG:

Magnetic heading (or adjustable gyro heading, if DG is selected) being displayed.

GLIDESLOPE DEVIATION SCALE

Used in conjunction with glideslope deviation pointer to indicate vertical deviation above or below the glideslope. Each dot equals ¼ degree deviation.

GLIDESLOPE DEVIATION POINTER

Indicates glideslope deviation when ILS facility is selected.

Bar centers when glideslope signal is lost.

Bar moves out of view when a VOR frequency is selected.

COURSE POINTER

Points to selected VOR course.

AZIMUTH CARD

Displays present magnetic heading, under lubber line, or displays adjustable gyro heading if DG is selected.

COURSE POINTER WINDOW CONDITIONS

VOR		ILS	
TO	FROM	FRONT COURSE INBOUND	BACK COURSE INBOUND

1007.103 p 3

42. Wing failure analyse

Wreckage and Impact Information – Newark accident MD-11

Dit verslag van Boeing beschrijft in feite de opvallende gelijkenissen tussen de MD-11 ongevallen en het Martinair DC-10 ongeval. Er kan geen twijfel over bestaan dat de accident sequence ook bij de crash op Faro zich op vergelijkbare wijze heeft afgespeeld. De belangrijkste punten zijn in rood gemerkt.

“The airplane’s wreckage was distributed along a 2,900-foot-long debris path that gradually arced to the right across runway 22R (see figure 7). Pieces of the right inboard trailing edge flap were found at the beginning of the wreckage path, about 2,226 feet from the runway’s displaced threshold. The main wreckage, located about 5,126 feet from the runway threshold and 580 feet to the right of the runway centerline, comprised the fuselage, left wing, nose gear, left MLG, center MLG, and horizontal stabilizer. The fuselage came to rest inverted with the nose on a 95° heading. Other airplane components and structure separated from the airplane during the crash sequence and were located along the debris path.

Rubber marks consistent with the touchdown of the airplane’s right MLG tires were found about 1,126 feet from the runway displaced threshold. Rubber marks consistent with the touchdown of the left MLG tires and center MLG tires were found at 1,151 feet and 1,160 feet from the runway displaced threshold, respectively. The location of the tire marks was consistent with a touchdown near the center of the runway. Rubber marks consistent with a second touchdown of the right MLG tires were found about 1,924 feet from the runway displaced threshold (798 feet after the tire marks consistent with the first touchdown). Rubber marks consistent with the center MLG tires were found again about 1,983 feet from the runway displaced threshold. The locations of the second touchdown tire marks were consistent with a touchdown near the center of the runway. The right MLG tire rubber marks veer to the right about 1,995 feet from the runway displaced threshold.

Ground scarring consistent with the No. 3 (right) engine nacelle contacting the runway were found about 2,164 feet from the runway displaced threshold and continued to about 3,476 feet from the runway threshold. Runway scarring consistent with impact of the right inboard trailing edge flap was found about 2,299 feet from the runway threshold, ending about 2,376 feet from the threshold (where the right inboard trailing edge flap was found). Soot marks consistent with burning fuel were found about 2,506 feet from the threshold and continued to the end of the wreckage path. Runway scrape marks and purple paint¹ consistent with the airplane’s tail striking the runway were found about 2,644 feet from the runway threshold and ended about 3,060 feet from the threshold. About 2,826 feet from the threshold, runway scrapes, soot marks, and runway surface gouging began turning toward the right of the runway.

The right wing, the vertical stabilizer, and all three engines separated from the airplane and were found in a grassy area to the right of the runway, about 4,577 feet from the runway threshold, and had sustained fire damage consistent with a postaccident fuel fire. The right MLG strut assembly and two MLG wheels and tires were found on the right edge of the runway, about 4,805 feet from the runway threshold. The other two right MLG wheels and tires were found about 235 feet to the right of the runway centerline and about 4,957 feet from the threshold.

The right wing separated from the fuselage just inboard of the wing MLG and fuel closure bulkhead at wing station (WS) 264. The outboard upper surface was intact and sooted. Buckling was noted in the upper surface skin approximately 12 feet inboard from the tip. The lower wingtip winglet had separated from the wingtip at its attach surface. The upper winglet remained attached to the wingtip. The No. 3 engine and pylon had separated from the wing completely, and the engine remained attached at the aft

¹ The accident airplane’s tail cone, No. 2 engine, and vertical stabilizer were painted purple.

and forward pylon mounts. Stringers at the inboard end of the right wing upper surface, as well as the upper surface chordwise fracture surface, were bent in an upward direction. **The rear spar fracture near WS 264 was bent aft.**

All leading edge control surfaces outboard of WS 264 remained attached to the wing. The inboard flap structure had separated from the wing (**the full 20-foot section of right inboard flap was found on taxiway H**), portions of the separated flap hinge bracket structure were found close to the wing trailing edge, and the spoiler actuator and attach points were found intact.

The right MLG was separated from its attach points on the right wing (see figure 8).² The attach points were broken from the wing, except for the forward lug, which remained attached to the wing with no evidence of failure. The right MLG truck assembly³ was found separated into four parts: one part was attached to the aft axle, where the wheels and tires were found intact; a second part was found on the runway; a third part was found attached to the forward axle, where the No. 3 and No. 4 wheels were found intact; and a fourth part was found attached to the strut assembly. The pivot pin was found intact between the truck beam and the oleo piston assembly. The oleo piston and cylinder were found intact, and the piston was fully extended. The torque links were intact and had no structural damage. Parts of a wing-to-gear fitting were found on the aft trunnion⁴ bolt. **The forward trunnion bolt, or fuse pin,⁵ failed and had broken into two pieces along the shear plane.⁶** The aft portion of the forward trunnion bolt was found on the runway, and the forward portion was found in the right wing-to-gear-fitting forward trunnion lug.

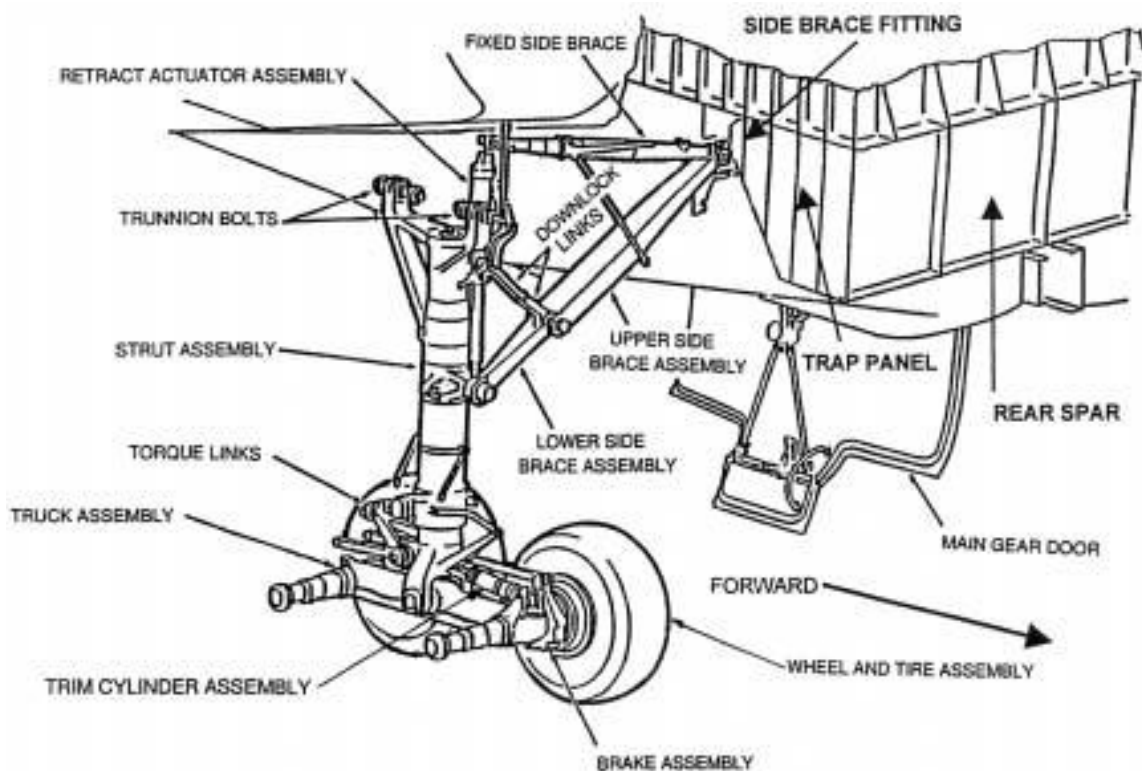


Figure 8. Right MLG

² On the MD-11, the right and left MLG comprise four wheels, tires, and brakes and are mounted to the wing structure outboard of the fuselage. The center MLG assembly comprises two wheels, tires, and brakes and is mounted to the center fuselage. Landing gear extension and retraction are hydraulically actuated.

³ The landing gear wheel axles attach to the truck beam.

⁴ A trunnion is a pin or pivot on which an attachment can be rotated or tilted.

⁵ A fuse pin is an attachment fitting designed to fail at predetermined loads to prevent more severe damage to surrounding structures. MD-11 landing gear fuse pins were designed and positioned to allow the landing gear to fail under loads in the aft direction.

⁶ A fuse pin shear plane is the point at which the pin is designed to fail.

Scraping damage was found on the forward trunnion lug's forward face. The fixed side brace (to) folding side brace fitting joint was found intact with the side brace, the fixed brace, **the side brace fitting (commonly referred to as the "pillow block")**, and the pillow block hinge joint pin assembly (see figure 8). The inboard attach bolt was found intact with the pillow block and a part of the trapezoidal panel assembly. The remaining bolt was found detached and in two pieces. One piece was found in the remaining part of the trapezoidal panel that had broken off from the fuselage and the pillow block assembly. The other bolt piece was found on the runway. The fixed side brace was found fractured about 6 inches from the wing fitting lug and was bent in the aft direction where it failed.

A metallurgical examination of the recovered right MLG components determined that all fracture surface evidence was consistent with overload failure. No evidence of fatigue cracking or corrosion was found. In addition, the examination found no indications of preimpact failures or anomalies. An examination of the right MLG tires found no evidence of pretouchdown failures or malfunctions.

The airplane's nose landing gear was found intact on the inverted fuselage. There was evidence of heat damage to the assembly and tires but no indication of structural damage to the assembly's support or wheel well structure. The strut was fully extended.

The center MLG assembly was found attached to the airplane in an upright position (on the inverted fuselage) but pushed into the fuselage. The strut was fully extended. The oleo piston was separated above the axle, and the remaining part of the oleo piston was pushed inside the cylinder.

The left MLG was found intact. There was evidence of fire damage but no indications of structural damage, except for a broken lower valve assembly (used to inflate the strut assembly lower chamber).⁷ The tires were intact and pressurized. Examination determined that the torque of the two bolts that connected the side braces to the left trapezoidal panel pillow block fitting were normal.

The left wing came to rest inverted but remained attached to the fuselage, and all of the control surfaces were attached to the wing. The wing sustained severe damage in the postcrash fire, and sections were melted and sooted by the heat and flames. The left inboard flap was partially extended (10° to 15°) and connected to its attachment points. The left outboard flap was retracted and connected to its attachment points.

All three engines were separated from their wing or vertical stabilizer attachments. The No. 1 (left) engine fan cowl was separated from the engine, broken into pieces, and damaged by impact and postcrash fire. Fan blade damage (gradual bending) was consistent with damage occurring during low-speed rotation. The thrust reverser actuators were found in their stowed positions. No evidence of an in-flight engine fire was found. The No. 2 (tail-mounted) engine was separated from the vertical stabilizer at the pylon attachment points. The engine nacelle was found intact with minor impact damage and with postcrash fire damage. All fan blades were intact, and the thrust reverser actuators were found in their stowed positions. No evidence of an in-flight engine fire was found. The No. 3 (right) engine separated from the wing at the pylon-to-wing attachment, and witness marks on the wreckage indicated that the engine's turbine rear frame contacted the ground at the 6 o'clock position. The fan cowl separated from the engine, broke into pieces, and was damaged by impact and postcrash fire. Fan blade damage was consistent with damage occurring during low-speed rotation. The thrust reverser actuators were found in their stowed positions. No evidence of an in-flight engine fire was found.

⁷ The valve was damaged during postaccident recovery efforts.

1.1.1 Landing Gear Energy and Load Limit Certification

Landing gear certification requirements for transport category airplanes that were applicable to the certification of the MD-11 are primarily contained in 14 CFR 25.721 through 25.737.

Subsection 25.721(a) states:⁸

The [MLG] system must be designed so that if it fails due to overloads during takeoff and landing (assuming the overloads to act in the upward and aft directions), the failure mode is not likely to cause—

- (1) For airplanes that have passenger seating configuration, excluding pilots seats, of nine seats or less, the spillage of enough fuel from any fuel system in the fuselage to constitute a fire hazard; and
- (2) For airplanes that have a passenger seating configuration, excluding pilots seats, of 10 seats or more, the spillage of enough fuel from any part of the fuel system to constitute a fire hazard.

Subsection 25.721(b) states further that “each airplane that has a passenger seating configuration... of 10 seats or more must be designed so that with the airplane under control it can be landed on a paved runway with any one or more landing gear not extended without sustaining a structural component failure that is likely to cause the spillage of enough fuel to constitute a fire hazard.”⁹

Section 25.473, “Ground Load Conditions and Assumptions,” describes the descent velocities that must be assumed for certain landing conditions (for example, level landing, tail-down landing, one-wheel landing, and side load conditions).

Section 25.723, “Shock Absorption Tests”; Section 25.725, “Limit Drop Tests”; and Section 25.727, “Reserve Energy Absorption Drop Tests,” describe landing gear energy and load limits. Subsection 25.723(a) states that “it must be shown that the limit load factors selected for design in accordance with [Section 25.473] for takeoff and landing weights, respectively, will not be exceeded.” Sections 25.725 and 25.727 describe the values and parameters to be used in conducting the landing gear limit and reserve energy absorption drop tests described in Subsections 25.723(a) and (b). Subsection 25.723(b) also states that the “landing gear may not fail in a test, demonstrating its reserve energy absorption capacity, simulating a descent velocity of 12 fps at design landing weight, assuming airplane lift not greater than the airplane weight acting during the landing impact.”

⁸ This requirement was added as a result of a notice of proposed rulemaking (NPRM) issued by the FAA on August 12, 1969. In this NPRM, the FAA stated that the existing Section 25.721 “was designed to [e]nsure that if the landing gear fails, no part of the fuel system in the fuselage of the airplane will be punctured. It is proposed to extend this protection to the entire fuel system of the airplane. However, since not all punctures of the fuel system would result in a fire hazard, the proposal would protect against those punctures only that would result in the spillage of enough fuel to cause a fire.” The NPRM proposed amending 25.721 to require that “[t]he [MLG] system... be designed so that if it fails due to overloads during takeoff and landing (assuming the overloads are in the vertical plane parallel to the longitudinal axis of the airplane), the failure mode is not likely to cause the spillage of enough fuel from any part of the fuel system to constitute a fire hazard.”

In its final rule, which adopted the language that currently appears in Subsection 25.721(a), the FAA stated on February 24, 1972, that this paragraph had been “substantially amended” since the NPRM and that “in response to a comment, the parenthetical expression in the proposed amendment has been changed to make it clear that the regulation is based on the assumption that the overloads act in the upward and aft directions.”

⁹ The cargo version of the MD-11 was designed to passenger aircraft certification standards.

Subsection 25.473 (1) states:

The selected limit vertical inertia load factors at the center of gravity [c.g.] of the airplane may not be less than the values that would be obtained—

- (i) In the attitude and subject to the drag loads associated with the particular landing condition;
- (ii) With a limit descent velocity of 10 fps at the design landing weight (the maximum weight for landing conditions at the maximum descent velocity); and
- (iii) With a limit descent velocity of 6 fps at the design takeoff weight (the maximum weight for landing conditions at a reduced descent velocity).

Subsection 25.473 (2) states that “airplane lift, not exceeding the airplane weight, may be assumed to exist throughout the landing impact and to act through the [c.g.] of the airplane.”

According to Boeing, the MD-11 was designed to allow “sacrificial shedding” (by use of fuse pins) of the MLG assemblies under aft (drag) overload conditions to prevent catastrophic loads being transmitted to the wing box.¹⁰ Boeing indicated that the MD-11 landing gear certification was based on drop tests conducted on DC-10 landing gear, which are nearly identical to MD-11 landing gear.

Boeing, in a submission¹¹ to the Safety Board, stated that a review of “historical data indicated that [MLG] failure due to overload was most likely to occur as a result of striking an obstruction.” The Boeing submission, which described Douglas’ landing gear design philosophy for the DC-10 and MD-11, added the following:

The [Boeing Long Beach Division] believed that the most probable condition would be a 1.0 g vertical load at maximum ramp weight (i.e., the weight of the aircraft would be distributed between the two [right and left] [MLG], the center [MLG] and the nose landing gear with no aerodynamic lift), static gear extension, with a drag load applied to the axles until the failure of the gear. For this condition it was shown by analysis that the [MLG] would separate from the wing without any failures to the fuel tanks. This was validated by tests done on full scale DC-10 landing gear and wing test structure. By analysis this was shown to be true for vertical loads up to 2.0 g’s (i.e., twice the weight of the aircraft is distributed between the two [right and left] [MLG], the center [MLG] and the nose landing gear with no aerodynamic lift) at the aircraft ramp weight.

Because a fuse [pin] in the vertical plane may not prevent substantial loads from entering the wing structure once the fuse has released, and because the review of historical data indicated that failure due to overload was most likely to occur as a result of high drag loads, a different approach was taken to assure fuel tank integrity for the high vertical load (above 2.0 g’s) condition. For vertical loads above 2.0 g’s, the [MLG] is not designed to separate from the wing. Instead, the landing gear and its back-up structure are designed to be very robust, i.e., they are designed to withstand significantly greater descent rates than the 12 fps (ultimate) required per Part 25.723 (b). Analysis has indicated that for a maximum landing weight, typical-landing-configuration landing, the MD-11 [MLG] can withstand up to a 16.9 fps descent rate without bottoming the shock struts or failing its backup structure including the wing rear spar. Similarly, for a rolled landing (8 degrees one-wing-low attitude, with lift equal to aircraft

¹⁰ The wing box, often the heaviest single piece of an airplane’s airframe, is the strong, primary structure of a modern, stressed-skin wing. Loads are taken by cantilever beams comprising upper and lower skins joined to front and rear spars.

¹¹ Boeing’s Long Beach Douglas Products Division. Undated. Submission of Proposed Findings for *FedEx Flight 14, MD-11-F, N611FE, Newark, New Jersey, 31 July 1997*.

weight), the landing gear can withstand up to 15 fps descent rate without bottoming the shock strut or failing its back-up structure including the wing rear spar.¹²

The Boeing submission added that “creating a reliable vertical fuse can only be accomplished by adding weight and complexity” to the airplane, and increasing landing gear energy absorption capability “could have a cascading effect in that the total aircraft structure would have to be strengthened to absorb the additional energy.” For “extreme roll angles,” the Boeing submission noted that “the landing gear design criteria and philosophy do not come into play. Striking the wingtip may fail the wing directly or may cause the aircraft to ‘cartwheel.’” The Boeing submission stated that “for lesser roll angles the single gear on the ‘wing low’ side may fail (or fuse if so designed) if the combination of sink rate and roll rate (and amount of wing lift) impart loads that exceed the design thresholds.” Boeing’s submission added the following:

For ‘fused’ aircraft the (remaining) energy of vertical descent would then be absorbed by flexing the low-side wing, or by some combination of exercising the high-side landing gear, and flexing the low-side wing. For some combinations of sink and roll rates the low-side gear may fuse (followed by the wing engine/nacelle) and the aircraft may ‘settle in’ on the remaining gear and the low- side wing without compromising fuel tank integrity. For higher sink and roll rates (or lower amounts of wing lift) the low-side wing may fail nonetheless, as a result of exceeding its flexure (bending) limits.

The Boeing submission further noted that because “kinetic energy is a form of energy associated with the motion of an object, the kinetic energy dissipated into the landing gear during landing touchdown is derived from both the rate of descent and the aircraft’s rolling rate at touchdown ...During a normal landing, the kinetic energy from descent and roll rates is absorbed by shock strut stroking at touchdown, which can be called ‘Phase 1’ energy absorption.” Boeing’s submission added that during “Phase 2” energy absorption, which also occurs via shock strut stroking, “potential energy related to aircraft weight¹³ eventually gets absorbed by the main and nose landing gears as wing lift is reduced due to the reduction of both angle of attack and forward velocity and deployment of ground spoilers. This energy is normally absorbed some time after the total kinetic energy related to the descent rate is completely absorbed at initial touchdown.” The Boeing submission added the following:

In a stabilized approach, assuming calm atmospheric conditions and ignoring ground effect, once the aircraft’s rate of descent is stabilized, vertical acceleration is equal to 1.0 g and lift is equal to the aircraft weight. If the aircraft’s vertical acceleration at touchdown is a value less than 1.0 g, then the energy that results from the positive acceleration towards the ground due to the reduced lift becomes additive to the kinetic energy from the rate of descent. The effect is that the landing gear has to absorb not only the Phase 1 energy at touchdown, but a portion of the Phase 2 energy at the same time. The end result is a higher load into the landing gear and attaching structure during touchdown.

The accident aircraft’s recorded vertical acceleration at the start of the second touchdown impact was approximately 0.5 g, that is, wing lift was equal to approximately half the aircraft weight, which imparted huge additional potential energy into the landing gear and attaching structure above and beyond those associated with the 11 fps [c.g.] descent rate and the 7 [degree per second] roll rate [which combined resulted in the 13.5 fps sink rate]. In addition, these energies were imparted primarily into the [right] MLG only, due to the right wing down roll angle... at touchdown. At the accident aircraft’s landing weight of 452,000 [pounds]...potential energy of 678,000 ft-lbs was added to the approximately 896,000 ft-lbs.

¹² Boeing further stated in its submission that it had “begun an evaluation into the net safety benefit of installing a fuse for vertical overload in the DC-10 and the MD-11 [MLG].that could take a year or more to complete.” Boeing also stated that it would include the Newark accident scenario in its study of the potential safety benefits of vertical fusing.

¹³ Potential energy is a function of gravitational acceleration and vertical distance above a reference level, or the relative position of an object.

[Right] MLG kinetic energy from the combined aircraft descent and roll rates, for a total energy into the [right] MLG of nearly 1,574,000 ft.-lbs. Comparing the loads into the [right] MLG from the accident landing at Newark to the [right] MLG energy absorption requirements for certification shows that the energy developed during the accident landing was over 3 times the reserve energy (ultimate) certification requirements for a single [MLG].

Figure 9 shows Boeing's calculations of the energy imparted to the right MLG in the Newark accident.

• **RMLG Energy During Accident:**

- **Potential Energy Due to Reduced Lift = 678,000 ft.-lb. = $<452000>(0.5)(3>$**
- **Kinetic Energy = 895,754 ft. lb.**
- **Total Energy = 1,574,000 ft.-lb.**
- **452,000 lb. Landing Weight**
- **11 fps Sink Rate @ c.g. and 7°/sec roll rate**
- **Lift = 0.5 X Weight**
- **MLG Strut Stroke ■ 23 in.**
- **MLG Tire Deflection = 13 in.**
- **RMLG Energy for Certification = 494,500 ft.-lb. = $(0.5)((491500>(.45) 32.2)(12)^2$**
- **491,500 lb. Max. Certified Landing Weight (45% of this is the effective weight on one wing-mounted MLG); symmetrical landing**
- **12 fps Sink Rate (FAR 25.723 Reserve Energy Condition)**
- **Lift = Weight (FAR 25.473)**
- **RMLG Energy During Accident Relative to Energy for Certification:**
 $(1,574,000/494500) \times 100 \% = \underline{318\%}$

Figure 9. Boeing calculations of right MLG energy in the Newark accident.

The Boeing submission concluded that a “sink rate of approximately 13.5 fps (11 fps at the [c.g.] plus the [right-wing-down] roll rate) at touchdown impact is, by itself, outside the design envelope; a 13.5 fps sink rate landing on a single [MLG] is even further outside the design envelope; [and] a 13.5 fps sink rate landing on a single [MLG] with a net 0.5 g downward acceleration is yet further outside the design envelope.”¹⁴

In addition, the Boeing submission noted that it was revising the MD-11 maintenance manual to expand hard landing definition and inspection criteria. Boeing stated that the criteria should include “information on the effects of reduced lift and adverse aircraft attitude on loads into the landing gear.” The Boeing submission added the following:

Data developed during this investigation show that the absolute recorded vertical acceleration value during landing should not be the only criteria for determining if a hard landing has taken place. The recorded vertical acceleration at the beginning of the touchdown can also be very important. Specifically, if the recorded vertical acceleration at the beginning of the landing is less than 1.0 g, then aircraft weight that is normally accommodated by the 1.0 g wing lift is instead transmitted into the landing gear on top of the loads required to decelerate the airplane vertically from the aircraft's sinkrate. The effects of non-

¹⁴ Certification for landing on one wheel is governed by 14 CFR 25.483, “One-wheel Landing Operations.” Based on conditions and assumptions contained in Section 25.473, Section 25.483 requires that an airplane be certified to withstand a 10 fps vertical landing at its maximum landing weight (471,500 pounds) with zero roll angle.

routine aircraft pitch and roll attitudes on energy introduced into singular landing gear should also be part of the hard landing evaluation.¹⁵

1.16.2 Dynamic Failure Simulation of MD-11 Right Wing Structure and Right Main Landing Gear Assembly

Initial simulation conducted by Boeing did not show loads great enough to cause the failure of the right-wing rear spar, MLG, or associated structure. Subsequently, Boeing contracted with Mechanical Dynamics, Inc., (MDI), a Michigan-based company specializing in dynamic simulation, for assistance. Boeing and MDI developed a computer model of the airplane structure to simulate its flightpath based on the FDR data and determine the resulting dynamic loading imparted to the aircraft structure during the accident.¹⁶

MDI and Boeing personnel developed a computer model of an MD-11's structural elements and validated its static and dynamic characteristics via comparison with certification test data. Two structural failure sequence theories were then explored. The first scenario (beginning at the second touchdown impact) proposed the following failure sequence:

- the right MLG strut and tires bottomed but did not fail immediately, the right inboard flap separated, and the outboard bolt of the side brace fitting failed because of inboard load on the lower right MLG;
- the subsequent gear failure transferred the load to the No. 3 engine and pylon and outboard wing and flap; and
- the wing failed inboard of the landing gear fitting.

According to the Boeing submission, simulations of Scenario 1 did not generate loads great enough to fail the side brace fitting. Scenario 1 also failed to match runway evidence.

The simulations for Scenario 2 indicated the following failure sequence:

- right MLG strut and outboard tires bottomed and vertical strut "spiked";
- right rear spar web and spar caps fractured inboard of the gear fitting;
- inboard upper wing (skin and stringer) panel began to collapse from back to front;
- outboard right wing twisted leading-edge down, right MLG wing fitting moved up, and right MLG tires moved aft and outboard;
- right inboard flap track came off rollers at the side of the fuselage;
- right inboard flap twisted off its outboard hinge support fitting and separated from the aircraft;
- excessive movement of the right MLG and its wing attach fitting imparted large prying loads on the side-brace-fitting-to-trapezoidal-panel joint, inboard half of the inboard trap panel fractured, and outboard bolt fractured;
- right [engine] nacelle contacted runway;

¹⁵ Boeing incorporated these findings into a revised maintenance manual that was released in November 1999.

¹⁶ The simulation is based on a mechanical system simulation software package, known as ADAMS software, developed by MDI. According to MDI, ADAMS software is also widely used in the automotive, marine, and construction vehicle industries. The Board's Airplane Performance Group reviewed this simulation effort and verified the methodology.

- fuel spilled from the right wing and ignited;
- aircraft began to roll clockwise, “dragging” the right wing underneath; and
- other failures were consequent.

The Boeing submission concluded that its dynamic simulation model of the Scenario 2 accident sequence correlated “substantially with evidence from the crash site” and FDR data.¹⁷ Elaborating on this point, Boeing concluded that it is most probable that, as a result of loads applied to the right [MLG] that were substantially beyond design limits, the right wing structure failed. The failure most probably initiated at the rear spar/bulkhead (trunnion) rib interface and progressed through the primary wing box structure. As a result of this failure, the right main gear trunnion moved substantially upward and aft with respect to the trap [trapezoidal] panel fitting. This motion was sufficient to cause the fixed side brace to bind against the pillow block footing, tearing the pillow block loose from the trap panel.¹⁸

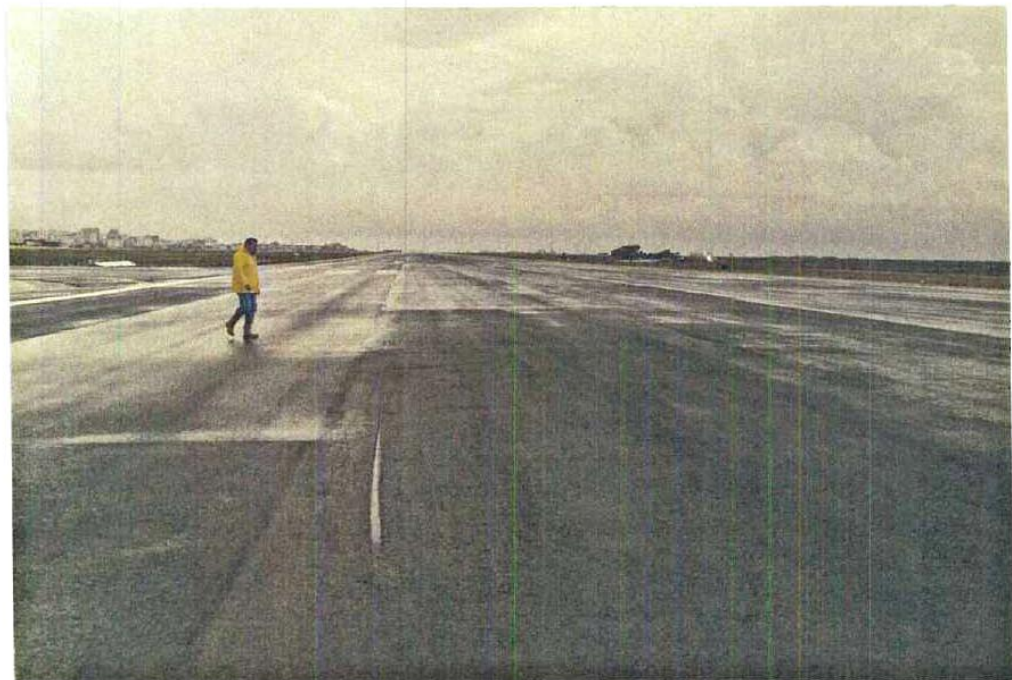
¹⁷ The Boeing submission stated that the “failure of the rear spar web and the wing torque box [was] modeled as perfectly elastic/perfectly brittle. In the real structure, the failure would be elastic/plastic. Consequently, the results from the point of failure of the rear spar on become less quantitative than prior to this point in the event. Nevertheless, the model behavior subsequent to the structural failure appears to be in reasonably good qualitative agreement with the evidence from the crash site.”

¹⁸ The Boeing submission also noted that, according to simulations, “subsequent to the failure [of the spar web structure], the right wing twists substantially nose-down under the imposed loads. This twisting causes the right wing to ‘dump’ most of its lift and results in a sudden and substantial outboard motion of the right main gear bogie, caused by the fixed and folding landing gear side braces pivoting about their (common) attachment at the trap panel fitting attachment point.”

Foto's



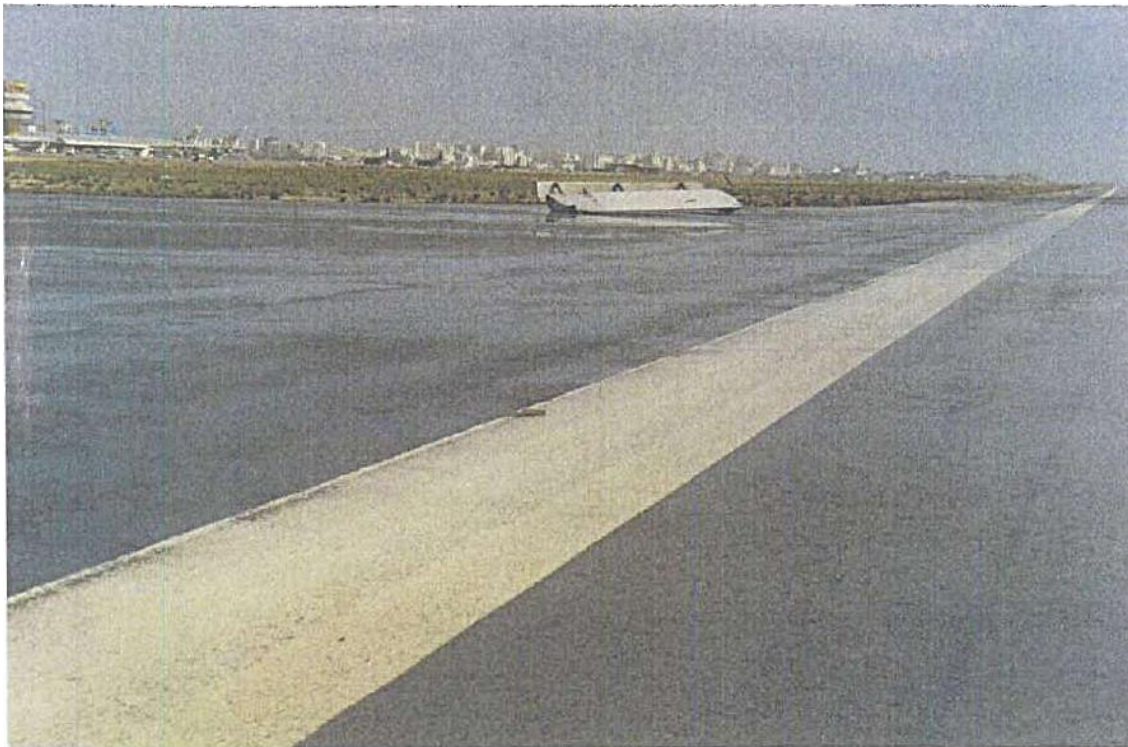
Marcas relevantes dos pneus do trem Principal Direito na Pista 11



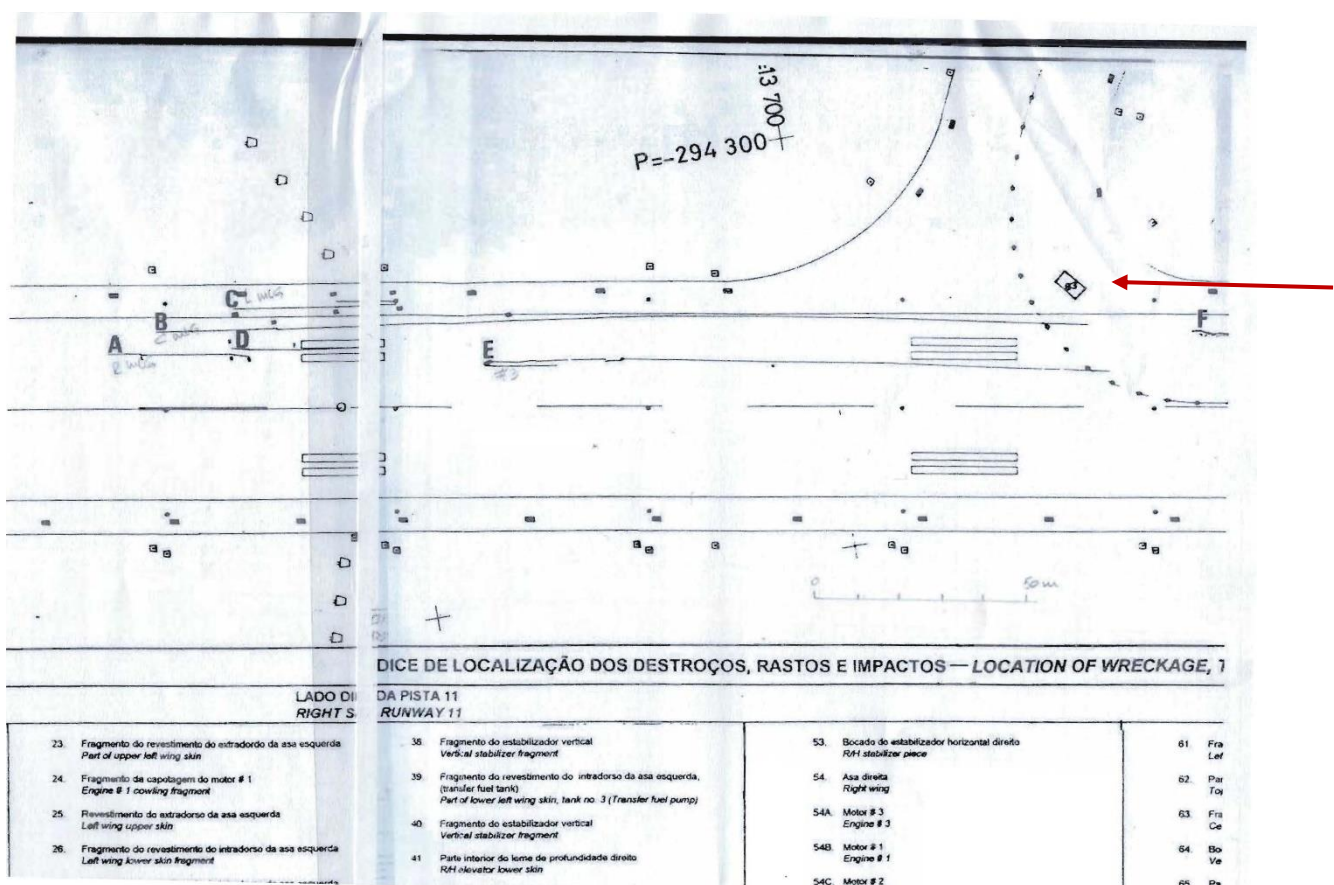
Marcas do impacto e arrastamento do motor # 3 na Pista 11

Foto 1: bandensporen van het rechter landingsgestel op baan 11 (gezien in westelijke richting)

Foto 2: impact en sleeppoor van motor #3 (gezien in oostelijke richting)



Rh inboard flap op taxiway F



Cockpit



Photo Copyright © Pedro Aragão

AIRLINERS.NET



43. Raad voor de Luchtvaart

De Raad voor de Luchtvaart (Engels: Netherlands Aviation Safety Board) was van 1937 tot 1999 een Nederlandse overheidsorganisatie van het ministerie van Verkeer en Waterstaat. Het was een onafhankelijk orgaan dat onderzoek deed naar voorvallen (rampen, ongevallen en bijna-ongevallen) in het luchtvaartverkeer. De Raad was gevestigd in Hoofddorp. Per 1 januari 1999 ging de Raad voor de Luchtvaart op in de Raad voor de Transportveiligheid.

Historie

De instelling van de Raad voor de Luchtvaart werd vanaf 1937 geregeld in De Luchtvaartrampenwet naar aanleiding van luchtvaartincidenten in 1936 en 1937. De Raad voor de Luchtvaart was gevestigd in Den Haag. Met de inwerkingtreding van de Luchtvaartongevallenwet werd per 29 januari 1993 een nieuwe Raad voor de luchtvaart geïnstalleerd.

Per 1 januari 1999 ging de Raad voor de Luchtvaart op in de Raad voor de Transportveiligheid (RvdT). Binnen de RvdT diende hij als "kamer voor luchtvaartongevallen". De RvdT werd onafhankelijker gemaakt van de overheid.

De **Raad voor de Transportveiligheid (RvTV)** was tot 1 februari 2005 een onafhankelijk orgaan dat onderzoek deed naar ongelukken met weg- trein- scheepvaart- en luchtvaartverkeer. Prof. mr. Pieter van Vollenhoven was de voorzitter van deze raad.

Per 1 februari 2005 is de RvTV opgevolgd door de Onderzoeksraad voor Veiligheid.

Visuele illusies

Visuele illusies zijn het gevolg van vele factoren en komen in veel verschillende vormen voor.

Illusies doen zich voor wanneer de omstandigheden de perceptie van de piloot van de omgeving ten opzichte van zijn of haar verwachtingen veranderen, wat mogelijk kan leiden tot ruimtelijke desoriëntatie of landingsfouten (bijv. korte landing of lange landing).

Statistische gegevens

Visuele naderingen 's nachts vormen doorgaans een groter risico vanwege minder visuele referenties, visuele illusies en ruimtelijke desoriëntatie.

De taskforce ontdekte dat desoriëntatie of visuele illusie een oorzakelijke factor² was in 21 procent van de 76 ALA's en ernstige incidenten, en dat slecht zicht een indirecte factor³ was bij 59 procent van de ongevallen en incidenten.

Visual Illusions bij MP495

Het ongeval van MP 495 heeft verscheidene kenmerken van visuele illusies in zich ondanks het feit dat de nadering zich grotendeels onder instrument meteorologische condities voltrok. De visuele illusies deden zich dan ook voor beneden een hoogte van 500 ft nadat de autopilot was uitgeschakeld en het vliegtuig met behulp van CWS werd gevlogen.

Visuele illusies

De volgende factoren en omstandigheden zijn van invloed op het vermogen van de cockpitbemanning om de omgeving nauwkeurig waar te nemen, wat resulteert in visuele illusies.

- Luchthavenomgeving:
- Grond textuur en kenmerken;
- Lichtpatronen buiten de luchthaven, zoals helder verlichte parkeerplaatsen of straten;
- "Zwarte-gat-effect" (black hole effect) langs de vliegroute van de eindnadering, en/of,
- Bergopwaarts hellend terrein of bergafwaarts hellend terrein in de buurt van de luchthaven.

Omgeving van de start- en landingsbaan:

- Afmetingen van de start- en landingsbaan;
- Helling van de start- en landingsbaan (helling bergopwaarts of bergafwaarts);
- Wegvallend terrein aan het naderingseinde van de landingsbaan;
- Naderingsverlichting en baanverlichting; en/of
- Staat van de start- en landingsbaan.

Weersomstandigheden:

- Wolkenbasis ;
- Zichtwaarde; of
- Obstructies van het zicht.

Perceptie van de piloot

Visuele illusies zijn het gevolg van de afwezigheid van visuele referenties of de wijziging van visuele referenties, die de perceptie van de piloot van zijn of haar positie (in termen van hoogte, afstand en/of onderscheppingshoek) ten opzichte van de baandrempel wijzigen.

Visuele illusies zijn het meest kritisch bij de overgang van instrument-meteorologische omstandigheden (IMC) en instrumentreferenties naar visuele meteorologische omstandigheden (VMC) en visuele referenties.

Visuele illusies beïnvloeden het situationeel bewustzijn van de cockpitbemanning, vooral tijdens het dwarswindbeen (baseleg) en tijdens de eindnadering.

Visuele illusies induceren meestal input van de bemanning (correcties) die ervoor zorgen dat het vliegtuig afwijkt van de verticale vliegroute of horizontale vliegroute.

Visuele illusies kunnen van invloed zijn op het beslissingsproces van wanneer en hoe snel af te dalen van de minimale afdalingshoogte/hoogte (MDA[H]).

Hieronder volgen factoren en omstandigheden die visuele illusies creëren die de perceptie van de piloot kunnen beïnvloeden van:

- De omgeving van de luchthaven en de start- en landingsbaan;
- Terreinscheiding; en
- Afwijking van de horizontale vliegroute of verticale vliegroute.

Meestal is er meer dan één factor betrokken bij een bepaalde aanpak.

In deze uiteenzetting zijn de visuele illusies benoemd voor zover die een rol hebben kunnen spelen bij het ongeval van MP 495.

Omgeving rond de luchthaven

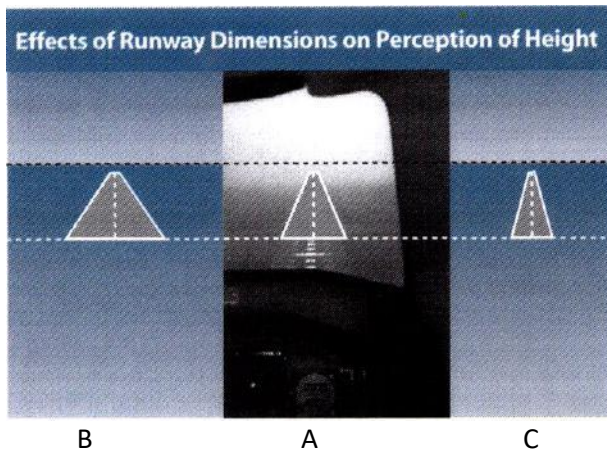
Voorwaarden die visuele illusies creëren, zijn onder meer:

- Zwarte-gat-effect (black hole effect) langs de vliegroute van de eindnadering;

Omgeving start- en landingsbaan

Voorwaarden die visuele illusies creëren, zijn onder meer:

- Afmetingen start- en landingsbaan:
 - De hoogte-breedteverhouding van de baan (d.w.z. de lengte ten opzichte van de breedte) beïnvloedt de visuele perceptie van de baan door de bemanning
 - Een brede of korte landingsbaan (lage hoogte-breedteverhouding) geeft de indruk dat het vliegtuig te laag is ; en
 - Een smalle of lange landingsbaan (hoge hoogte-breedteverhouding) wekt de indruk te hoog te zijn



Opmerking: Alle drie de plaatjes tonen het zichtbeeld van een piloot vanuit een vliegtuig op 200 voet en op een glijpad van drie graden. De landingsbaan in paneel A is 150 voet (45 meter) breed en 11.500 voet (3.500 meter) lang. De baan in paneel B is breder/korter dan de baan in paneel A; De bemanning kan denken dat het vliegtuig zich op een ondieper dan werkelijke glijpad bevindt. De baan in paneel C is smaller/langer dan de baan in paneel A; De bemanning kan denken dat het vliegtuig zich op een steiler dan werkelijke vliegroute bevindt.

- Verlichting:
 - Naderingsverlichting en baanverlichting (inclusief verlichting van de landingszone) beïnvloeden de dieptewaarneming, afhankelijk van:
 - Lichtintensiteit;
 - Overdag of 's nachts; en
 - Weersomstandigheden;
- Felle baanverlichting wekt de indruk dichterbij de landingsbaan te zijn (dus op een steiler glijpad); Lampen met een lage intensiteit wekken de indruk verder weg te zijn (dus op een ondieper glijpad);

Notes

3. De naderingsverlichting van baan 11 werkte niet. Dit vormde een belemmering voor het vroegtijdig intercepten van een langer final segment dan de afstand van 1 nm tot de baan die de VOR approach bood.
4. Het ontbreken van de naderingsverlichting droeg bij aan het dark hole effect waaraan de crew werd blootgesteld

De volgende omstandigheden voor de naderingsfaciliteit waarop de instrument nadering naar de start- en landingsbaan is gebaseerd kunnen de blootstelling van de bemanning aan visuele illusies vergroten:

- Een glijpad dat voorbij een bepaald punt onbruikbaar is vanwege het terrein of onder een bepaalde hoogte vanwege water.

In het geval van Faro betreft het een non-precision approach waarbij beneden 400 ft over een segment van ongeveer 2,5 km het glijpad grotendeels bepaald werd door de indicaties van de Precision Approach Path Indicator (PAPI) Dit is een visueel hulpmiddel waarbij een 3° glijpad goed kan worden gevolgd mits er niet teveel fluctuaties in het gevlogen pad van het vliegtuig optreden. Correcties verlangen anders namelijk meer inzet hetgeen ten koste gaat van de monitoring van andere vliegaspecten.

Mogelijk heeft het focussen op de PAPI en het vliegtuig in de goede landingspositie brengen zoveel aandacht gevraagd dat het aspect van met name bewaking van de vliegsnelheid verloren ging.

- Offset localizer koers ; de relatief grote koersafwijking van de gepubliceerde naderingskoers in combinatie met de offset koers van de VOR nadering had tot gevolg dat het vliegtuig pas beneden 200 ft zich op de richting van de baan-as bevond. De workload om glijpad, koers, snelheid en daalsnelheid daarna goed te reguleren was dermate hoog dat aan meerdere aspecten voor een veilige landing niet meer werd voldaan.

De naderingskoers was inderdaad 5 ° offset ten opzichte van de baankoers. Dit heeft een significante rol gespeeld bij het verkeerd oplijnen van het vliegtuig met de baan-as. Dat aspect werd bovendien versterkt door het effect van de visuele illusie bij de crosswind landing. Hierdoor werd de werkelijke positie van het vliegtuig ten opzichte van de baan-as verkeerd ingeschat, namelijk meer naar rechts dan het geval was.

Weersomstandigheden

De volgende weersomstandigheden kunnen visuele illusies creëren:

- Wolkenbasis en zichtwaarde (verticaal, schuin en horizontaal zicht):
 - Vliegen in lichte regen, mist, nevel, mist, rook, stof, schittering of duisternis wekt meestal de illusie dat je te high bent;

Bij het onderhavige ongeval in Faro was geen sprake van lichte regen maar matige of soms zware regen.

- Bij lichte regen of matige regen kan de baan onduidelijk lijken vanwege het "regenhalo-effect", waardoor het risico op verkeerde perceptie van de verticale afwijking of horizontale afwijking tijdens het visuele segment toeneemt (het gevlogen segment na de overgang van instrumentreferenties naar visuele referenties);
- Zware regenval beïnvloedt dieptewaarneming en afstandswaarneming:
 - Regen op een voorruit zorgt voor brekingseffecten waardoor de bemanning denkt dat het vliegtuig te hoog is, wat resulteert in een ongerechtvaardigde neuscorrectie en een vlucht onder de gewenste vliegroute;

Er heeft een afwijking plaats gevonden van het glijpad zoals aangegeven door de PAPI. Dit blijkt uit de Wreckage Distribution Chart waarbij de touchdown op 392 mtr vanaf het begin van de baan was. In hoeverre de toename van de daalsnelheid door de lage snelheid ook werd beïnvloed door een bewuste correctie van de hoogteroer stand naar beneden als gevolg van een visuele illusie veroorzaakt door refractie is niet duidelijk. Het lijkt niet waarschijnlijk omdat de gezagvoerder die de F/O eerst coacht op handhaven van de snelheid vervolgens wijst op het te lage naderingspad. De F/O bevestigt dit en zou dus als logische reactie iets nose-up gecorrigeerd moeten hebben.

- Zijwind:
 - Bij zijwind verschijnen de baanverlichting en de omgeving onder een hoek ten opzichte van de koers van het vliegtuig; de cockpitbemanning moet de driftcorrectie handhaven en weerstand bieden aan de neiging om het luchtvaartuig uit te lijnen met de hartlijn van de baan; en

Deze illusie lijkt aantoonbaar: het kan verklaren waarom de, bijna volledige, rudder input naar links werd gegeven. Als het onderdeel vormt van de perceptie dat de volledige landingsmanoeuvre moest worden ingezet is het ook een indirecte verklaring voor het dicht trekken van de gashendels. Beide acties (rudder input en gas dicht) werden bijna op hetzelfde moment (13 sec voor de landing) ingezet.

- Staat van het baanoppervlak:
Een natte landingsbaan weerkaatst heel weinig licht; Dit kan de dieptewaarneming beïnvloeden en ervoor zorgen dat de cockpitbemanning ten onrechte waarneemt dat het vliegtuig verder van de landingsbaan verwijderd is. Dit effect resulteert meestal in een late flare en een harde landing.

Het feit dat de baan zeer nat was en weinig verlicht omdat het rond zonsopgang was verklaart ook de late flare die niet door de F/O werd ingezet maar door de gezagvoerder die full up elevator gebruikte toen de sinkrate versus lage hoogte hem duidelijk werd.

Tabel 1 geeft een overzicht van visuele illusiefactoren, factoren en hun effecten op de perceptie en acties van de piloot.

Factors That Cause Visual Illusions and Result in Incorrect Pilot Responses			
Factor	Perception	Action	Result
Narrow or long runway	Too high	Push	Land short/hard
Runway or terrain uphill slope			
Wide or short runway	Too low	Pull	Land long/overrun
Runway or terrain downhill slope			
Bright runway lighting	Too close (too steep)	Push	Land short/hard
Low-intensity lighting	Farther away (too shallow)	Pull	Land long/overrun
Light rain, fog, haze, mist, smoke, dust	Too high	Push	Land short/hard
Entering fog (shallow layer)	Pitch-up	Push over	Steepen glide path/(CFIT)
Flying in haze	Farther away (too shallow)	Pull	Land long/overrun
Wet runway	Farther away (too high)	Late flare	Hard landing
Crosswind	Angled with runway	Cancel drift correction track	Drifting off

CFIT = controlled flight into terrain

Source: FSF ALAR Task Force

Vermindering van de effecten

Om de effecten van visuele illusies te verminderen, moeten strategieën voor de preventie van bedrijfsongevallen en persoonlijke verdedigingslijnies worden ontwikkeld en geïmplementeerd op basis van de volgende aanbevelingen.

Bewustzijn van gevaren

Bedrijven moeten hun blootstelling aan visuele illusies op hun routenetwerk en in hun bedrijfsomgeving(en) beoordelen.

De cockpitbemanning moet worden opgeleid om de factoren en omstandigheden die visuele illusies veroorzaken en de gevolgen daarvan te herkennen en te begrijpen, waaronder:

- Perceptie van hoogte/diepte, afstanden en hoeken; en
- Beoordeling van de horizontale positie en het glijpad van het vliegtuig.

Beoordeling van de gevaren

Naderingsgevaaren moeten tijdens de naderingsbriefing worden beoordeeld door de volgende elementen te bekijken:

- Bewolkingshoogte en zichtomstandigheden;
- Weer:
 - Wind en turbulentie;
 - Regenbuien; Of
 - Mist- of rookflarden
- Ervaring van de bemanning op de luchthaven en in de luchthavenomgeving:
 - Omringend terrein; en / of
 - Specifieke gevaren op luchthavens en start- en landingsbanen (obstakels, zwarte-gateffect, lichtpatronen buiten de luchthaven); en
 - Hulpmiddelen voor de nadering van de start- en landingsbaan en visuele hulpmiddelen:
 - Type nadering (beperkingen in de naderingsnavigatie , zoals een glijpad dat onbruikbaar is voorbij een bepaald punt of onder een bepaalde hoogte);
 - Type naderingslichten; en
 - VASI- of PAPI-beschikbaarheid.

In hindsight was het beter geweest als de gezagvoerder de nadering zelf had gevlogen gezien zijn totale ervaringsniveau maar ook het feit dat hij in 1992 ook al verscheidene malen op Faro was geland. Het lijkt duidelijk dat hij niet heeft ingeschat dat deze nadering onder de genoemde weerscondities te moeilijk was voor de F/O. Mogelijk heeft zijn eigen lage exposure in dat jaar verhinderd om kritisch naar de risico's bij de uitvoering van de vlucht te kunnen kijken.

Terreinbewustzijn

Bij het aanvragen of accepteren van een visuele nadering moet de cockpitbemanning zich bewust zijn van de omringende terreinkenmerken en door de mens veroorzaakte obstakels.

's Nachts kan een onverlichte helling tussen een verlicht gebied en de landingsbaan de cockpitbemanning ervan weerhouden het stijgende terrein correct waar te nemen.

Soort aanpak

's Nachts, wanneer een instrumentnadering beschikbaar is (met name een instrumentlandingssysteem (ILS)-nadering), moet de voorkeur worden gegeven aan de instrumentnadering boven een visuele benadering, om het risico op ongevallen als gevolg van visuele illusies te verminderen.

Als er een ILS-nadering beschikbaar is, vliegt u met de ILS en gebruikt u VASI of PAPI voor het visuele gedeelte van de nadering.

Als er geen ILS-benadering beschikbaar is, moet de voorkeur worden gegeven aan een niet-precisiebenadering die wordt ondersteund door een VASI of PAPI.

Daal bij een niet-nauwkeurige benadering niet af onder de MDA(H) voordat u het visuele daalpunt (VDP) bereikt, zelfs niet als visuele referenties zijn verkregen.

Om te voorkomen dat te vroeg wordt overgegaan op visuele referenties en voortijdig daalt, moet de piloot die vliegt (PF) instrumentreferenties behouden totdat hij de VDP bereikt.

Tijdens een visuele of cirkelende nadering, wanneer u zich op het basisbeen bevindt, als de VASI of PAPI aangeeft dat het vliegtuig zich onder het glijpad bevindt, vlakt u af of klimt u totdat de VASI of PAPI aangeeft dat het glijpad zich bevindt.

Vliegroute Monitoring

Het weerstaan van de neiging om naar beneden te hellen of opzettelijk onder de juiste hoogte te dalen, is de grootste uitdaging tijdens het visuele segment van de nadering. Dit omvat:

- Naar beneden gooien in de richting van de naderingslichten in een poging de landingsbaan te zien tijdens een precisienadering; of
- Voortijdig afdalen vanwege de verkeerde perceptie van te hoog zijn.

De piloot die niet vliegt/pilootbewaking (PNF/PM) moet instrumentreferenties, met inbegrip van de afwijking van de glijhelling, behouden tijdens het visuele gedeelte van een ILS-nadering.

Het monitoren van de VAST of PAPI, indien beschikbaar, biedt aanvullende visuele referenties om weerstand te bieden aan de neiging om de daalsnelheid te verhogen of te verlagen.

Op start- en landingsbanen met een ALS met opeenvolgende knipperlichten II (ALSF-II) moeten cockpitbemanningen zich ervan bewust zijn dat twee rijen rode lichten zijn uitgelijnd met de lichten van de landingszone; Dit zorgt voor een extra bescherming tegen voortijdig afdalen.

Het volgende kan visuele illusies tegengaan (en voorkomen dat een cockpitbemanning voortijdig daalt):

- Houd een instrumentscan bij tot aan de landing;
- Crosscheck van instrumentindicaties met externe visuele referenties om het glijpad te bevestigen;
- Gebruik een ILS-aanpak wanneer deze beschikbaar is;
- Gebruik een VAST of PAPI, indien beschikbaar, tot aan de baandrempel; en
- Gebruik andere beschikbare hulpmiddelen, zoals een verlengde hartlijn van de start- en landingsbaan die wordt weergegeven op het navigatiedisplay van het vluchtbeheersysteem (FMS), ILS-DME (afstandsmeetapparatuur) of VOR (zeer hoogfrequente omnidirectionele radio)-DME-afstand, hoogte boven de hoogte van de luchthaven om het glijpad te bevestigen (gebaseerd op een typische naderingshelling van 300 voet/één nautische mijl).

Beheer van bemanningsmiddelen (CRM)

CRM moet zorgen voor een continue monitoring van visuele referenties en instrumentreferenties gedurende de hele overgang naar het visuele segment van een instrumentbenadering.

In veeleisende omstandigheden moet de PNF/PM zijn of haar monitoring van instrumentreferenties en van het vluchtprogramma versterken voor een effectieve kruiscontrole en back-up van de PF.

Hoogte-oproepen en oproepen voor buitensporige-parameterafwijkingen moeten hetzelfde zijn voor instrumentnaderingen en voor visuele benaderingen, en moeten worden voortgezet tijdens het visuele gedeelte van de benadering

(met inbegrip van glijdende hellingsafwijking tijdens een ILS-nadering of afwijking van verticale snelheid tijdens een niet-precisienadering).

Gevolgen

In de analyse van de aanpak en de analyse van de aanpak en de Landingsincidenten en ongevallen als gevolg van visuele illusies:

- Onbewuste wijziging van het traject van het vliegtuig om een constante perceptie van visuele referenties te behouden;
- Natuurlijke neiging om af te dalen onder de glijhelling of het aanvankelijke glijpad;
- De voorgaande tendensen in combinatie met het onvermogen om het juiste flare-punt te beoordelen vanwege beperkte zichtreferenties (vaak resulterend in een harde landing voordat het gewenste landingspunt wordt bereikt);
 - Ontoereikende verwijzing naar instrumenten ter ondersteuning van het visuele segment;
 - Het niet detecteren van de verslechtering van visuele referenties; en
 - Het niet bewaken van de instrumenten en de vliegroute omdat beide piloten betrokken zijn bij de identificatie van visuele referenties.

Samenvatting

Om zich te beschermen tegen de nadelige effecten van visuele illusies, moet de bemanning:

- Rekening houden met alle weersfactoren;
- Rekening houden met omringend terrein en obstakels;
- De luchthavenomgeving, de gevaren van de luchthaven en de start- en landingsbanen beoordelen; en
- Voldoen aan de gedefinieerde PF-PNF/PM-taakverdeling na de overgang naar visueel vliegen , waaronder:
 - Bewaking door de PF van externe visuele referenties, waarbij wordt verwezen naar instrumentreferenties om de vliegroute tijdens het visuele gedeelte van de nadering te ondersteunen en te bewaken; en
 - Monitoring door de PNF/PM van head-down referenties terwijl de PF vliegt en naar buiten kijkt, voor effectieve crosscheck en back-up.

45. Ontstaan van de hoge daalsnelheid

Zoals in dit document wordt uitgelegd wordt de relatie zichtbaar tussen de gevraagde pitch attitude en de snelheid om een 3 graden glijpad vast te houden. Het niet verhogen van de pitch attitude bij een lagere snelheid resulteert in een hogere daalsnelheid.

Bij het ongeval met de DC-10 IN Faro trok de F/O het gas dicht op 150 ft tegen de druk van het Autothrottle systeem in en bleef de throttles naar achteren houden.

Om de grafiek te kunnen maken is uit het DC-10 AOM de normale approach pitch attitude herleid.

Deze zie je op pagina 1.

De theorie en effecten volgens het KLM Training Manual wijzen zichzelf.

Vervolgens is uit de actuele pitch data herleid tot welke daalsnelheid het vliegtuig gekomen zou zijn en welk effect de pitch verhoging die op het laatste moment werd ingezet nog had.

Het blijkt dat de crash onvermijdelijk werd beneden ongeveer 50 ft hoogte vanwege de verminderde aerodynamische capaciteit van het hoogteroer door de lagere snelheid maar voornamelijk omdat de toename in daalsnelheid een kwadratische toename in kinetische energie genereert die niet meer opgevangen kan worden.

Approach speeds en attitude

AIRCRAFT OPERATIONS MANUAL

DC-10

6.4. LANDING PERFORMANCE

6.4.3 Approach and Landing Speeds

01 NORMAL CONFIGURATION

NORMAL CONFIGURATION		NORMAL CONFIGURATION 2 and 3 Engines													
LDG WT tons	Vs	130	135	140	145	150	155	160	165	170	175	180	185	LDG WT tons	
UP/RET min. manoeuvre	1.5	204	208	211	215	218	222	226	229	233	236	239	242	UP/RET min. manoeuvre	
0°/T.O. min. manoeuvre	1.5	175	178	182	185	188	191	194	197	200	203	206	209	0°/T.O. min. manoeuvre	
22°/T.O. min. manoeuvre	1.4	144	146	149	152	155	157	160	162	165	167	170	172	22°/T.O. min. manoeuvre	
50°/LAND alt. threshold	1.3	124	126	129	131	133	136	138	140	142	144	145	147	50°/LAND alt. threshold	
35°/LAND threshold	1.3	128	130	133	135	137	140	142	144	146	148	150	152	35°/LAND threshold	

Pan Am DC-10 Aircraft Operating Manual

EMERGENCY-ABNORMAL 1005.070 p 19

Jul 31, 1981

Abnormal Procedures and Expanded Checklist

DC-10-30, FLIGHT WITH UNRELIABLE AIRSPEED

	FLAP POSITION	ALTITUDE FT	APPROX SPEED KIAS	GROSS WT LB × 1000	TARGET PITCH ATTITUDE DEG	APPROX RATE OF DESCENT	APPROX N1
Cruise	0/RET	—	285	400	2.5	—	97.8
Descent	0/RET	35,000	285	500 400 300	0.5 -0.5 -1.5	2500 2340 2590	Idle Thrust
		25,000	300	500 400 300	1.0 -0.5 -2.0	2110 2230 2670	Idle Thrust
		15,000	300	500 400 300	1.0 -0.5 -2.0	1820 2120 2280	Idle Thrust
Holding	0/RET	10,000	272 243 211	Slat Ret Hold Spd 500 400 300	5.0 5.0 5.0	0 0 0	82.8 76.9 67.5
Terminal Area	0/RET	0	279 250 218	500 400 300	5.0 5.0 4.5	0 0 0	75.6 68.9 60.3
	0/EXT	0	241 217 190	1.5Vs + 10 500 400 300	7.5 7.5 7.0	0 0 0	78.2 71 62.4
	22/EXT	0	— 191 167	500* 400 300	— 5.0 5.0	— 0 0	— 76.7 67.3
Final Approach, based on 3° glideslope	35/EXT	0	182 166 145	1.3Vs + 15 500 400 300	3.5 3.0 2.5	960 870 770	79.2 72.3 64.2
	50/EXT	0	— 161 141	Vth + 15 500* 400 300	— 2.0 1.5	— 850 750	— 82.5 74.1

* Exceeds flap placard speed.

Gewicht: 161 ton

Flaps50 Vth+15 = 151

Attitude 1,75° Vth+5 = 141

Per 5 kts lagere snelheid = 1° pitch verhoging

→ Attitude = 3,75° (4°)

Dit komt overeen met de DFDR data waarbij tijdens de nadering met de autopilot aan het vliegtuig een attitude heeft van **4 graden** (zie volgend hoofdstuk)

4. ATTITUDE – SPEED RELATIONSHIP

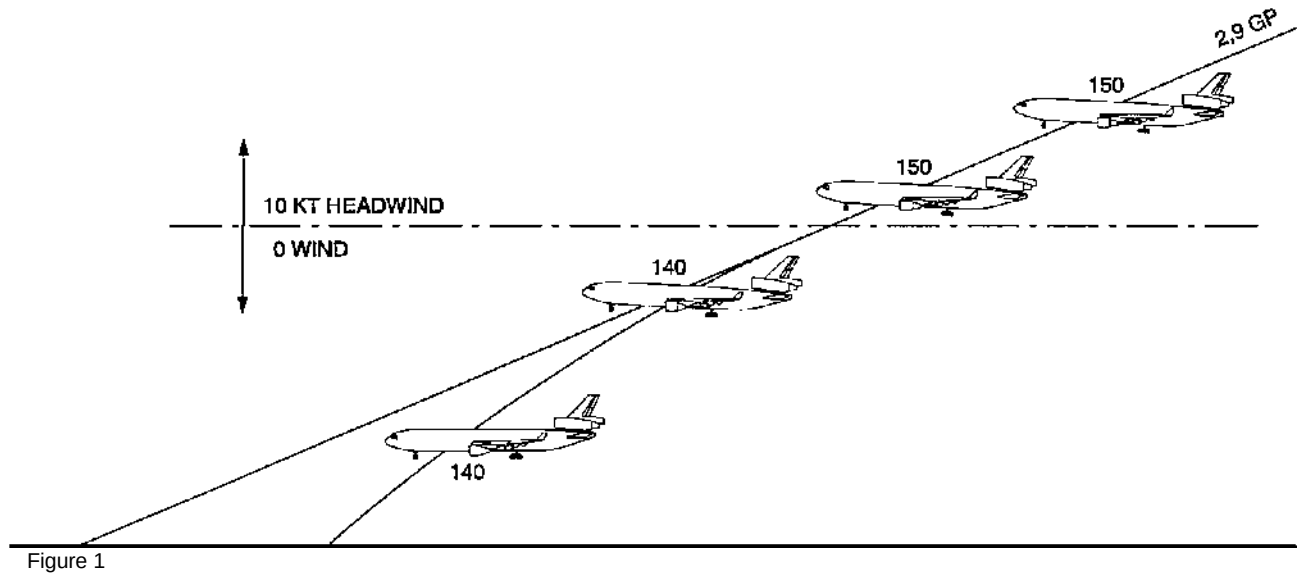
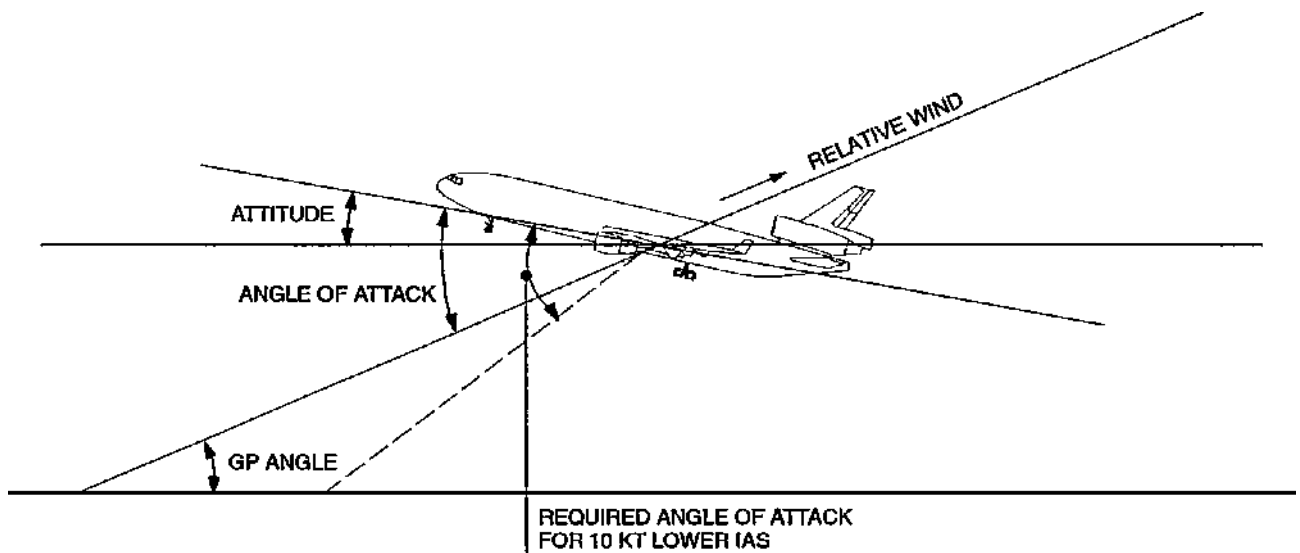


Figure 1 shows what happens when on final approach the speed washes off and the attitude is kept constant, it is necessary for the flight instructor to be fully familiar with the attitude-thrust-speed relationship of the jet, to be able to explain the inherent danger of a speed decay on final approach.

The reason for the increased sink rate of the aircraft in figure 1 is demonstrated by figure 2.



Thus, if the attitude is maintained at a lower speed, the larger angle of attack required results in a steeper flight path. This effect is amplified by the fact that a lower speed requires a lower rate of descent.

5. ATTITUDE - SPEED - THRUST RELATIONSHIP

To show this relationship the following graph has been constructed.

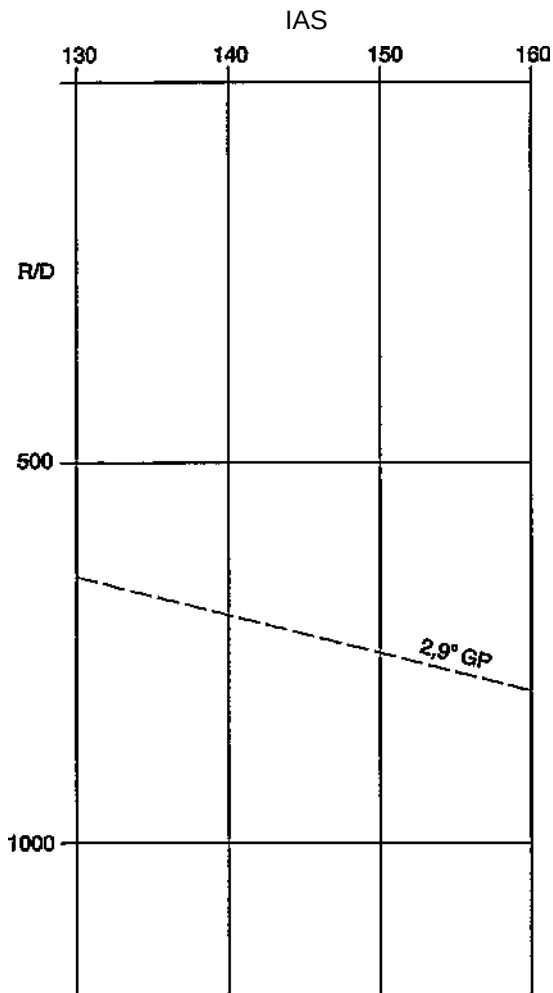


Figure 3

In figure 3 the 2.9° glide path has been plotted.

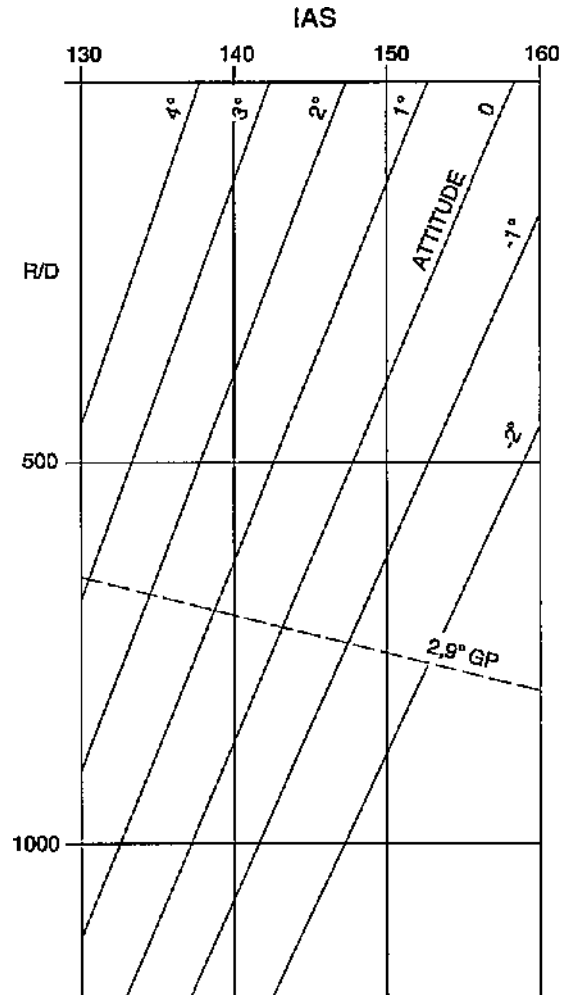


Figure 4

In figure 4 the lines of constant attitude have been added.

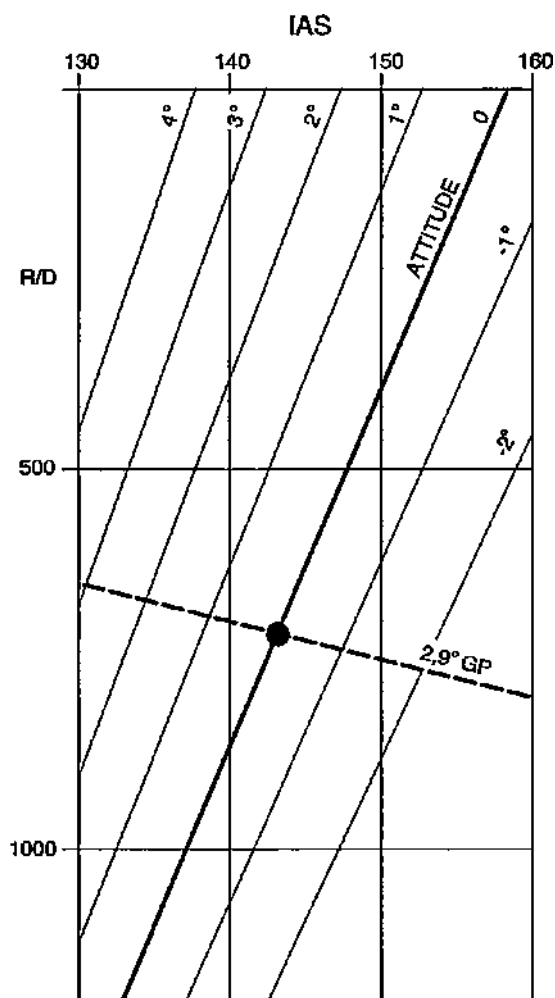


Figure 5

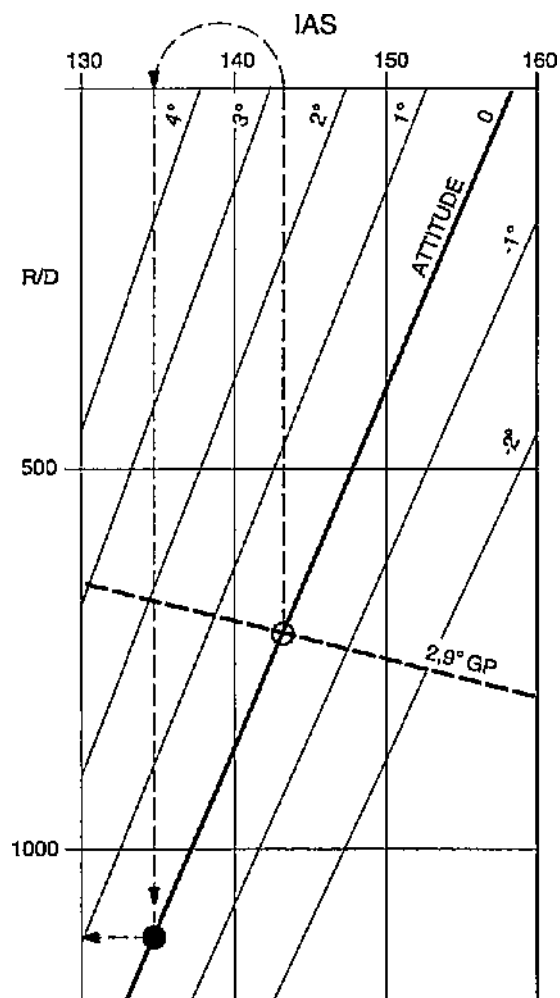


Figure 6

In figure 5 the dot indicates equilibrium when a 2.9° glide path is followed with 0° attitude and with an IAS of 142 kt. While maintaining the same attitude (0°) the speed decays to 134 kt. This will result in a rate of descent almost double the original value (figure 6)

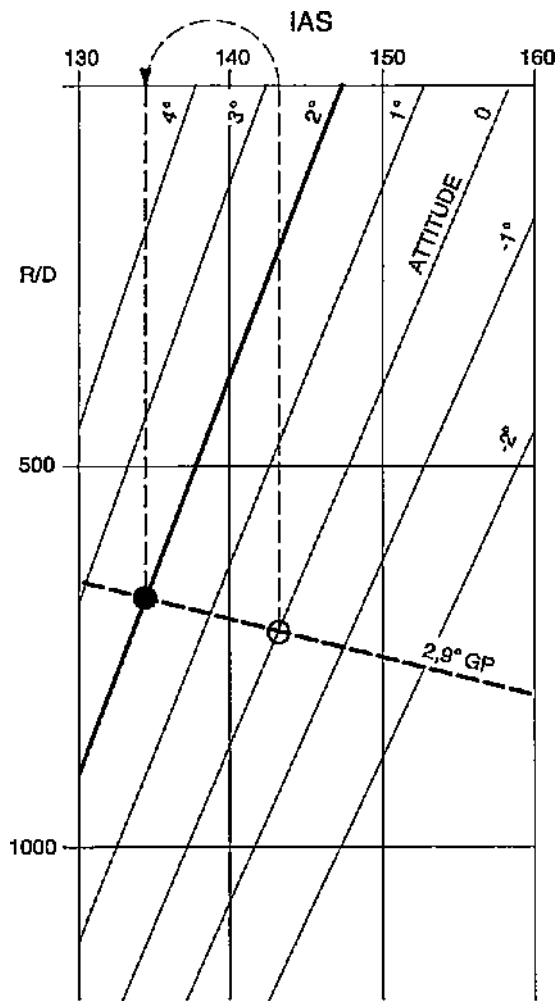


Figure 7

Figure 7 shows that in order to maintain the 2.9° glide path at the reduced speed of 134 kt the attitude has to be increased to + 2°.

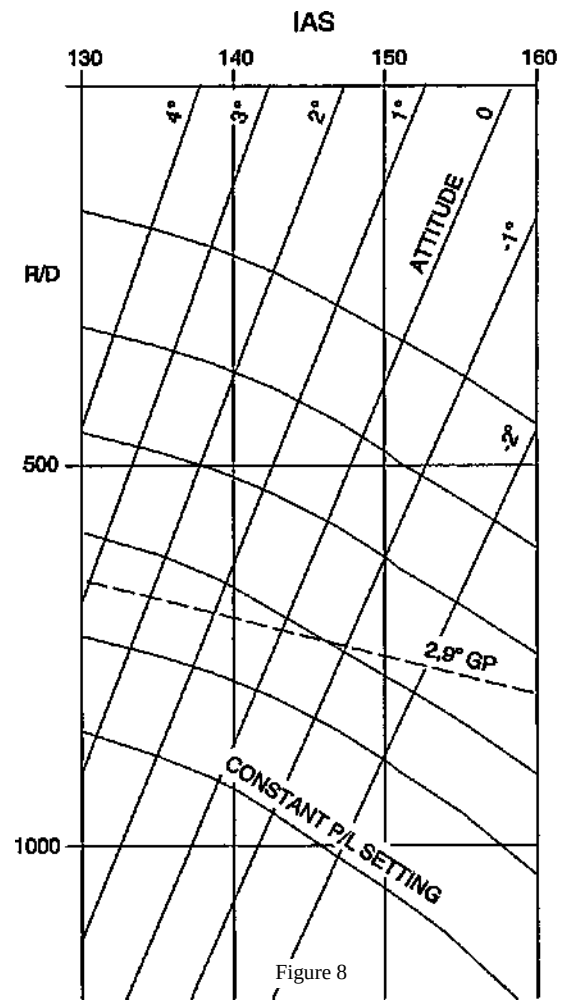
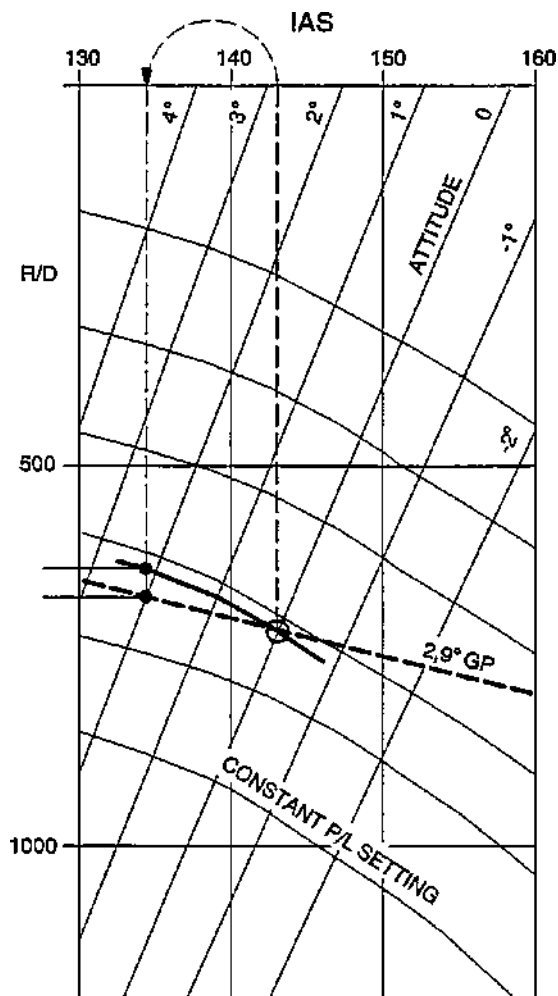


Figure 8

In figure 8 lines of constant power lever setting have been added.

We now combine figures 7 and 8 in figure 9:



To avoid undershooting on final approach due to reducing speed the aircraft has to be rotated firmly and thrust must be applied promptly.

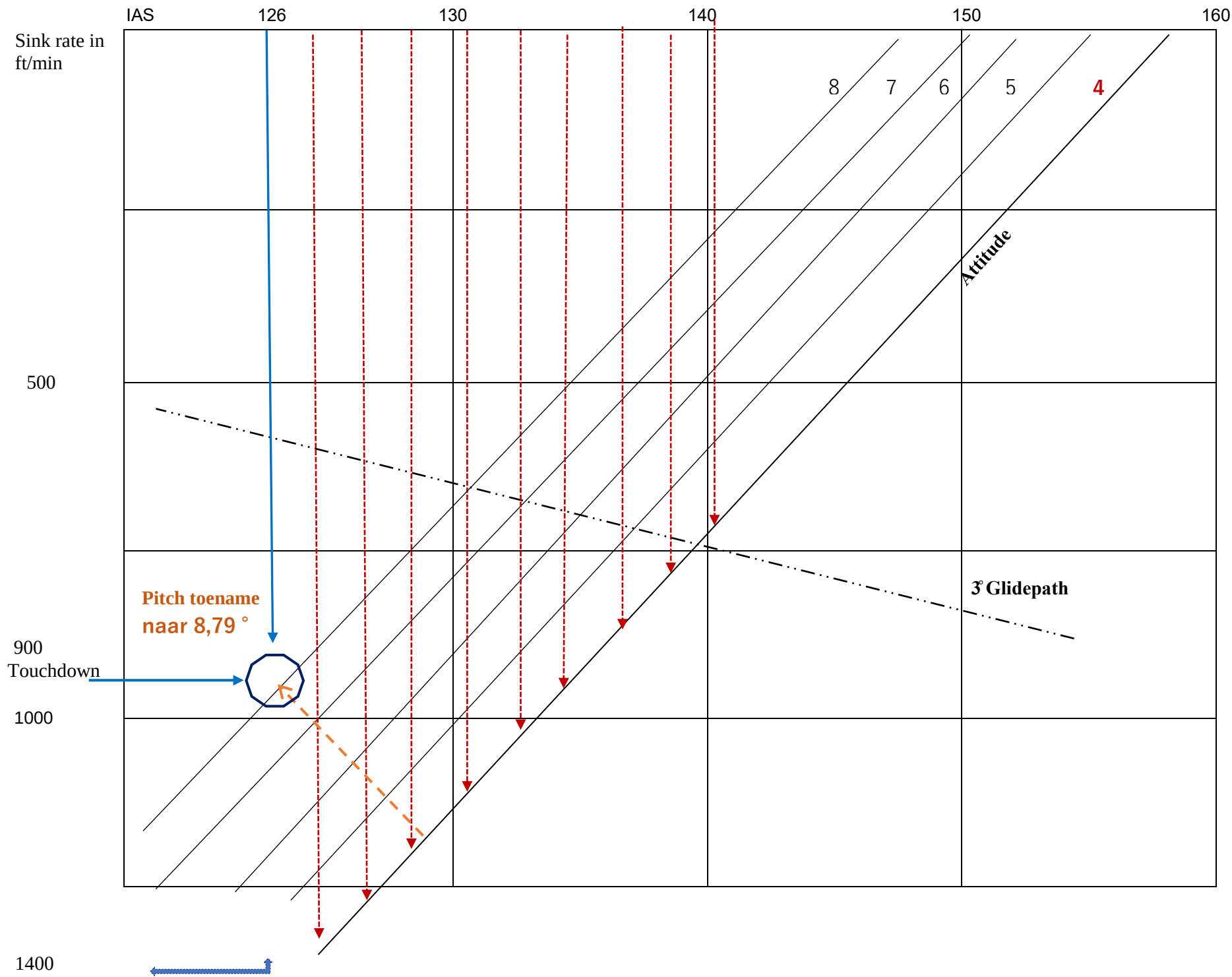
From these graphs we learn the following:

1. A change in speed may necessitate quite a large change in attitude, e.g. a speed change of 10 kt during final approach requires in general two degrees change in attitude.
2. Our aircraft are more or less speed indifferent at low airspeeds, which means that a speed deviation will not be recovered automatically as it would take too much time to wait for during final approach.
3. At higher speeds the aircraft are more speed stable. (Note that the elevator becomes much more sensitive at higher speeds.)
4. Setting a 'key' power setting for the approach is of little value.
Usually the selected thrust will be too low or too high and the aircraft will be accelerating or decelerating at varying rates.
5. It is of the utmost importance that *ALL* final approaches are made with the speed/power stabilized until crossing the landing threshold. Power must not be reduced before the threshold.
6. As sink rate increases, the kinetic energy of descent increases by the square of the sink rate velocity ($\frac{1}{2} m \cdot R/D^2$). To oppose this increased kinetic energy during flare we must therefore increase the lift considerably, but this increased lift may, without additional speed, not be attainable and a hard landing or undershoot will result.

Increased sink rates call for higher than normal airspeeds to dissipate safely the high kinetic energy of descent. Selecting the proper flare heights to arrest the descent rate at touch down while airspeed is rapidly decreasing is very difficult if not impossible.

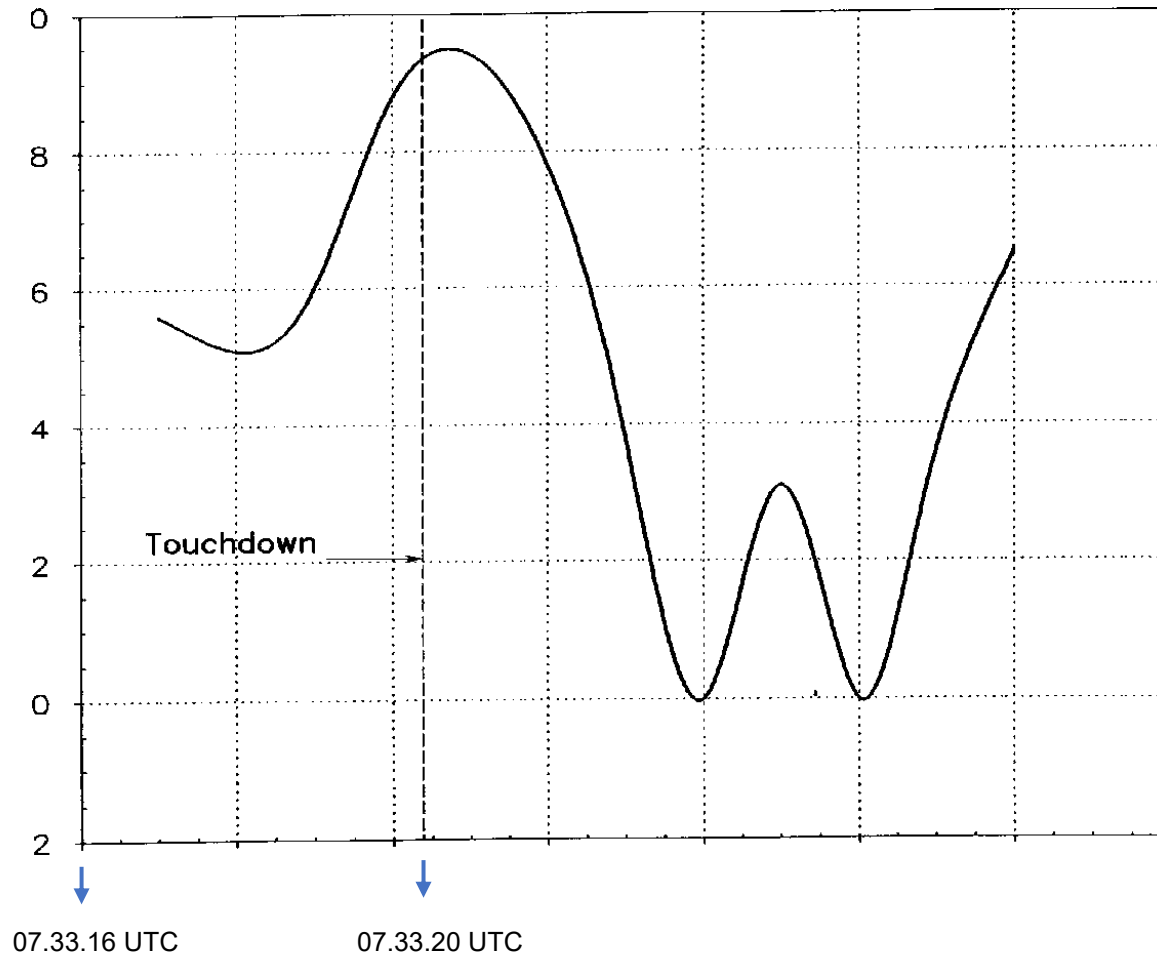
Sinkrate trend bij snelheidsafname en constante pitch in de nadering MP495 (herleid met gebruik van KLM Flight Training Manual 4.3)

7



Uit de NLR rapportage die als annex is toegevoegd aan het RvO komt de navolgende pitch grafiek.

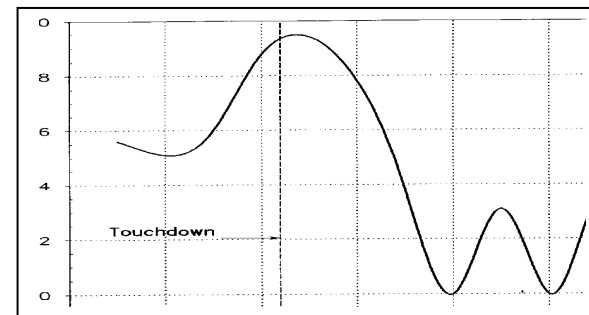
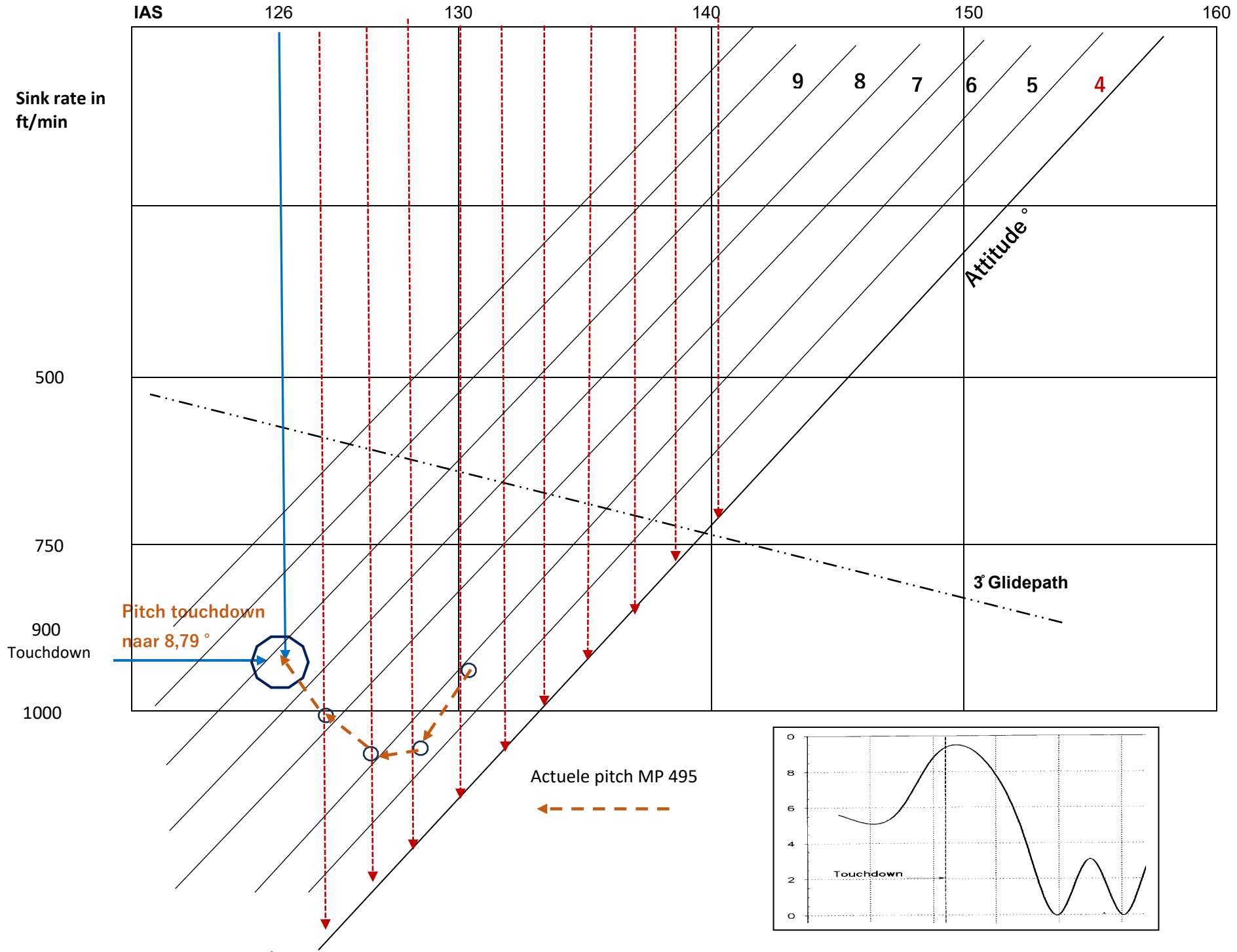
Interessant hierin is de pitch vanaf ongeveer 4 seconden voor touchdown. Als we deze punten dan opnemen in de theoretische grafiek wordt een aantal gegevens verduidelijkt. Een vliegtuig zal in een stabiele approachsituatie in trim zijn. Dit betekent dat het vliegtuig bij een verstoring van de snelheid zijn getrimde snelheid weer opzoekt dus de neus laat zakken. Dit kun je tegengaan door met een hogere pitch te vliegen. Dit zie je in de grafiek ook terug. 4 seconden voor touchdown zit het vliegtuig niet op de oorspronkelijke 4 graden pitch maar 6 graden. Daardoor is de daalsnelheid lager dan bij 4 graden het geval geweest zou zijn. Op 3 seconden vermindert de pitch tot 5 graden en loopt de daalsnelheid weer op. De laterale verplaatsing en mogelijk ook de hoge daalsnelheid wordt onderkend en de gezagvoerder neemt op 3 seconden vóór touchdown actie met verhoging van pitch en motorvermogen.



Als de theoretische grafiek met de actuele pitch stand van de laatste 4 seconden vóór touchdown gecombineerd wordt is het resultaat zoals op de volgende bladzijde getoond wordt.

Sinkrate trend bij snelheidsafname en constante pitch in de nadering gecombineerd met de actuele pitch MP 495

8



MP 495 daalsnelheidstoename veroorzaakt door snelheidsverlies van 141 kts naar 126 kts bij vaste stand na aanhoudende vermogensvermindering. Deze grafiek verklaart grotendeels het ontstaan van de hoge daalsnelheid bij een constante attitude (pitch) In het geval van MP 495 was deze pitch niet geheel constant maar de grafiek toont wel aan dat bij een snelheidsverlies van 141 naar 131 kts een pitch van bijna 6° niet meer voldoende was om het 3 graden glijpad vast te houden, maar dat dit ruim 8° had moeten zijn. Bij een pitch van 4° is, bij een snelheid van 131 kts, de daalsnelheid al 1100 ft/min zijn.

Het verschil in geregistreerde verticale snelheid bij touchdown bij 126 kts (900 ft/min) en de theoretische waarde bij deze snelheid (1500 ft/min = ) kan worden verklaard door de agressieve pitch up naar 8,79° van de captain op ongeveer 2 á 3 seconden vóór de landing.

De pitch toename wordt aangegeven met 

Deze actie kon de harde landing met een geschatte daalsnelheid van 900 ft/min niet voorkomen door de geringe elevator effectiviteit bij de lagere snelheid gecombineerd met de massa-traagheid van het vliegtuig en de mogelijke toename van de staartwind component van de actuele wind, waardoor een verandering van vliegpada onmogelijk werd. Dit effect wordt in het KLM Flight Instruction Manual ook toegelicht:

“As sink rate increases, the kinetic energy of descent increases by the square of the sink rate velocity ($\frac{1}{2} m.R/D^2$). To oppose this increased kinetic energy during flare we must therefore increase the lift considerably, but this increased lift may, without additional speed, not be attainable and a hard landing or undershoot will result.

Increased sink rates call for higher than normal airspeeds to dissipate safely the high kinetic energy of descent. Selecting the proper flare heights to arrest the descent rate at touch down while airspeed is rapidly decreasing is very difficult if not impossible.”

De windverandering die tijdens de landing plaats vond heeft mogelijk ook bijgedragen aan het ontstaan van een hoge daalsnelheid. Echter zoals deze grafiek laat zien is het snelheidsverlies dat ontstond door het terugtrekken van de gashendels op een hoogte die bijna 100 ft te hoog was, aantoonbaar de hoofdoorzaak van de hoge daalsnelheid. Dit is als zodanig ook benoemd in het officiële Portugese ongevalsrapport.

De aanwezigheid van windshear door een ruimende wind tijdens de landing is waarschijnlijk, maar op basis van de Heaslip analyse kan niet worden aangetoond dat dit zijn oorzaak vond in de aanwezigheid van een onweersbui terzijde van baan 11. Volgens het officiële rapport van ongeval zijn er in het SIO-systeem in de laatste 20 seconden van de vlucht van MP495 ook geen significante windveranderingen geregistreerd. In de Heaslip rapportage wordt de aanwezigheid van windshear verondersteld op basis van G veranderingen.

Positie TS pal zuid van de baan had voor zowel MP495 als zijn voorganger MP 461 moeten leiden tot een deviation. Dit gebeurde niet. Er was geen commentaar van de crews van MP 461 noch MP 461 van weather related deviation. Ook verderop in de nadering tot aan het 8 nm punt of tijdens de eindnadering wordt niet gesproken van het waarnemen van een CB op de radar. De CVR beschrijft alleen een waargenomen bui op 10 nm west van het vliegveld en een deviation van MP 461 op 14 nm ten noorden van de VOR.

NTSB DFDR-rapport wijst niet direct op microburst activiteit maar wijst erop dat als de commissie denkt dat het ongeval door windshear is veroorzaakt een aanbeveling nodig is voor training van windshear recovery procedures. De commissie heeft dit niet gedaan maar slechts aanbevolen dat Martinair haar training procedures voor windshear opnieuw evalueert met name wat betreft herkenning van de mogelijkheid en het bestaan van windshear. Het taalgebruik van de NTSB representative in het NTSB-commentaar maakt niet afdoende duidelijk of ze alleen een aanbeveling doen of dat ze eigenlijk de windshear theorie afwijzen. Het lijkt waarschijnlijk dat een werkelijke windshear of microburst via de DFDR-analyse bewijsbaar had moeten zijn. Daarmee lijkt de NTSB de windshear theorie af te wijzen.

Windshear wordt ook in het uiteindelijke Portugese rapport van ongeval niet benoemd als oorzaak of factor die heeft bijgedragen aan het ongeval. Wel is duidelijk dat een windsprong heeft plaats gevonden die iets later in de tijd een windshear warning heeft gegenereerd in het SIO-systeem.

Het ontbreken van een windshear waarschuwing kan gebeuren als een microburst zich voordoet tussen de windsensors in of als beide windsensoren dezelfde windwaardes detecteren. Bij het verschuiven van de bui kan dan later een windverschil optreden tussen de sensors met een windshear waarschuwing tot gevolg. Dit theoretische model kan een verklaring zijn voor de windshear warning die ongeveer 2 minuten na het ongeval is opgetreden. Een gedegen analyse van de geregistreerde SIO-data zou hierover uitsluitsel kunnen geven.

Daartegenover staat het ontbreken van de observatie op hun weerradar - door de beide Martinair bemanningen van de B767 en de DC-10 - van de aanwezigheid van een onweersbui tijdens de nadering is frappant. Een mogelijke onweersbui op de door Heaslip veronderstelde plaats net naast runway 11 had tijdens de initiële fase bij het overvliegen van de Faro VOR al opgemerkt moeten worden maar dat is niet gebeurd. Het doorkruisen van een onweersbui zou zeker geleid hebben tot het ondervinden van (zware) turbulentie en dat is niet geregistreerd op de DFDR. Ook is in het Rapport van Ongeval de aanwezigheid van een onweersbui tijdens de nadering niet verondersteld.

Het gebruik van de bewoording “windshear” in de Heaslip rapportage is gebruikt om de het idee van een onweersbui naast de baan te versterken.

Uit het rapport betreffende het MD-11 China Airlines ongeval te Hong Kong komt het volgende naar voren:

The internationally recognized definition of ‘windshear’ is-

“A sustained change in wind direction and speed for more than a few seconds, resulting in a change in the headwind or tailwind of 15 knots or greater resulting in a change in the lift to an aircraft”, whereas ‘turbulence’ is “a rapid irregular movement of air, which brings rapid changes, jolts or bumps i.e. ups and downs to an aircraft but will not significantly affect its flight path in general”.

To qualify as ‘windshear’, the change in wind direction must be sustained for at least more than 3 seconds and the change must involve a loss or gain of 15 knots or more in wind speed. These changes must be so sustained before they can affect an aircraft’s trajectory. **De windverandering te Faro geschiedde in stappen van ongeveer 20 seconden**

NLR: In summary it was concluded that windshear (a downburst) had been present, however, it was not a hazardous factor in itself during the approach of the aircraft. Furthermore **strong crosswinds were determined to be present at the moment of landing, far in excess of the crosswind limits of the aircraft.**

46. Radiohoogte versus daalsnelheid

Opvallend bij de Heaslip analyse is de sinkrate die berekend is aan de hand van de verminderende radiohoogtemeter aanwijzing. Ook AvioConsult heeft deze methode gebruikt.

In de Heaslip rapportage is de volgende tabel opgenomen:

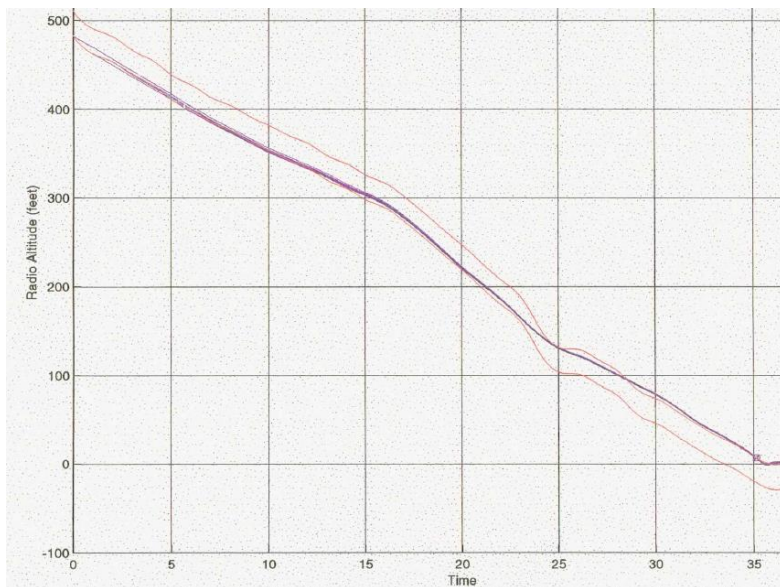
TABLE II - Last 20 seconds of flight for DC10-30CF, PH-MBN - Final Approach into and Crash at Faro, Portugal (AIDS / DFDR data)											
Seconds to Impact (secs)	ATC Clock Time (h:mm:ss)	C.A.S. Air Speed (knots)	Area Nav Ground Speed (knots)	Magnetic Heading (°M)	Engine 2 N2 (%)	Rudder (Left -ve) (Right +ve) (degrees)	Roll (LWD -ve) (RWD +ve) (degrees)	Elevator (Ndwn -ve) (Nup +ve) (degrees)	Radio Altitude (feet)	Rate of Descent (ft/sec)	Comments

11	07:33:09	145	142	123	97.8	-19.0	+1.4 RWD	-2.4	142	13	
10	07:33:10	146	143	121	95.2	-15.6	-0.4 level	-6.7	129	13	
9	07:33:11	144	143	118	91.6	-10.0	-0.4 level	-2.0	116	11	
8	07:33:12	142	143	117	86.2	-22.5	-1.8 LWD	-0.6	105	11	
7	07:33:13	141	143	115	82.5	-22.5	-6.7 LWD	+5.8	94	11	
6	07:33:14	141	142	113	80.3	-6.0	-14.4 LWD	+1.1	83	12.2	
5	07:33:15	139	141	112	80.0	-5.5	-10.2 LWD	+1.1	70.8	12.2	
4	07:33:16	137	141	113	79.7	-13.3	-0.4 level	+0.9	58.6		
3	07:33:17	134	141	114	79.4	-9.1	+3.2 RWD	+3.1	47.3	14.1	
2	07:33:18	128	141	114		-1.2	+1.8 RWD	+8.1	33.2	16.2	
1	07:33:19	125	142	115		-4.4	+0.4 level	+18.6	17.0	15.8	
0	07:33:20	127	143	116		-10.5	+5.6 RWD	+20.4	1.2		



De berekening waarbij de rate of descent wordt bepaald aan de afname van de radiohoogte over tijd lijkt in eerste instantie logisch. Toch is deze methodiek verworpen middels een berekening die uitgevoerd is in het kader van het ongevalsonderzoek met een China Airlines MD 11. Bij een lineaire radio altitude over time lijkt de rate of descent bij dat MD11 ongeval ongeveer 840 ft/min te zijn conform onderstaande grafiek uit het Hong Kong ongevalsrapport. De werkelijke ROD volgens dat rapport was 1080 ft/min.

De exacte rekenmethodiek wordt in dat specifieke ongevallen rapport toegelicht en wordt in deze analyse betreffende MP 495 als valide beoordeeld.



China Airlines Hong Kong 22-08-1999

Reference; Appendix 14 – 1 to 14-4 Hong Kong Board of Review November 2004: (<https://reports.aviation-safety.net/1999/19990822-0 MD-11 B-150.pdf>)

De relevantie hierbij is dat de sinkrate van MP495 dus ook anders geweest moet zijn dan Heaslip berekend heeft, en ook nagenoeg volledig wordt veroorzaakt door het effect van de teruglopende snelheid bij een nagenoeg constante pitch. Als de invalshoek van het vliegtuig tussen 2 á 3 seconden voor de landing wordt verhoogd, hetgeen aantoonbaar is door de verhoogde hoogteroer uitslag, neemt de daalsnelheid af tot de gemeten waarde van ongeveer 900 ft/min op touchdown bij een pitch van 8,79°. De door Heaslip gesuggereerde daalsnelheid die in de laatste 3 seconden nagenoeg constant is, kan alleen verklaard indien de oplopende daalsnelheid wordt gecompenseerd door de toename van de hoek van het hoogteroer. Een abruptere afname van de daalsnelheid door de sterke hoogteroer uitslag lijkt echter waarschijnlijker. De actuele daalsnelheid van 900 ft/min bij touchdown kan niet in 1 seconde gerealiseerd worden vanaf de daalsnelheid van 1580 ft/min in de laatste seconde zoals Heaslip suggereert.

Hoewel de Heaslip rapportage geen pitch vermeldt komt de hoogteroeruitslag in tijd overeen met de pitch toename in de NLR rapportage.

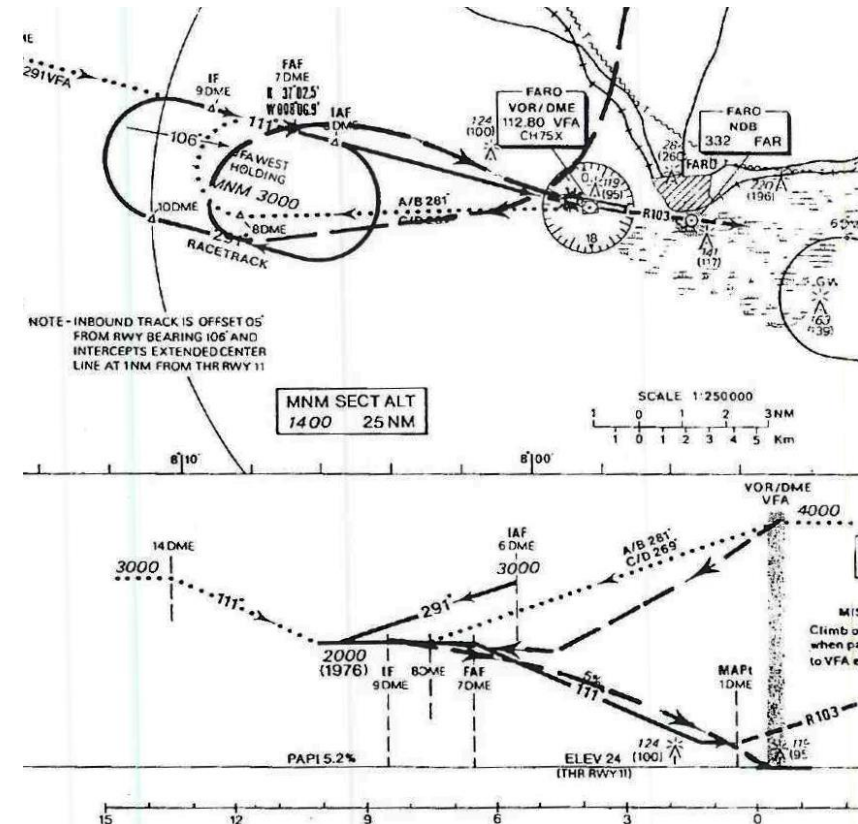
3	07:33:17	134	141	114	79.4	-9.1	+3.2 RWD	+3.1	47.3	14.1
2	07:33:18	128	141	114		-1.2	+1.8 RWD	+8.1	33.2	16.2
1	07:33:19	125	142	115		-4.4	+0.4 level	+18.6	17.0	15.8
0	07:33:20	127	143	116		-10.5	+5.6 RWD	+20.4	1.2	

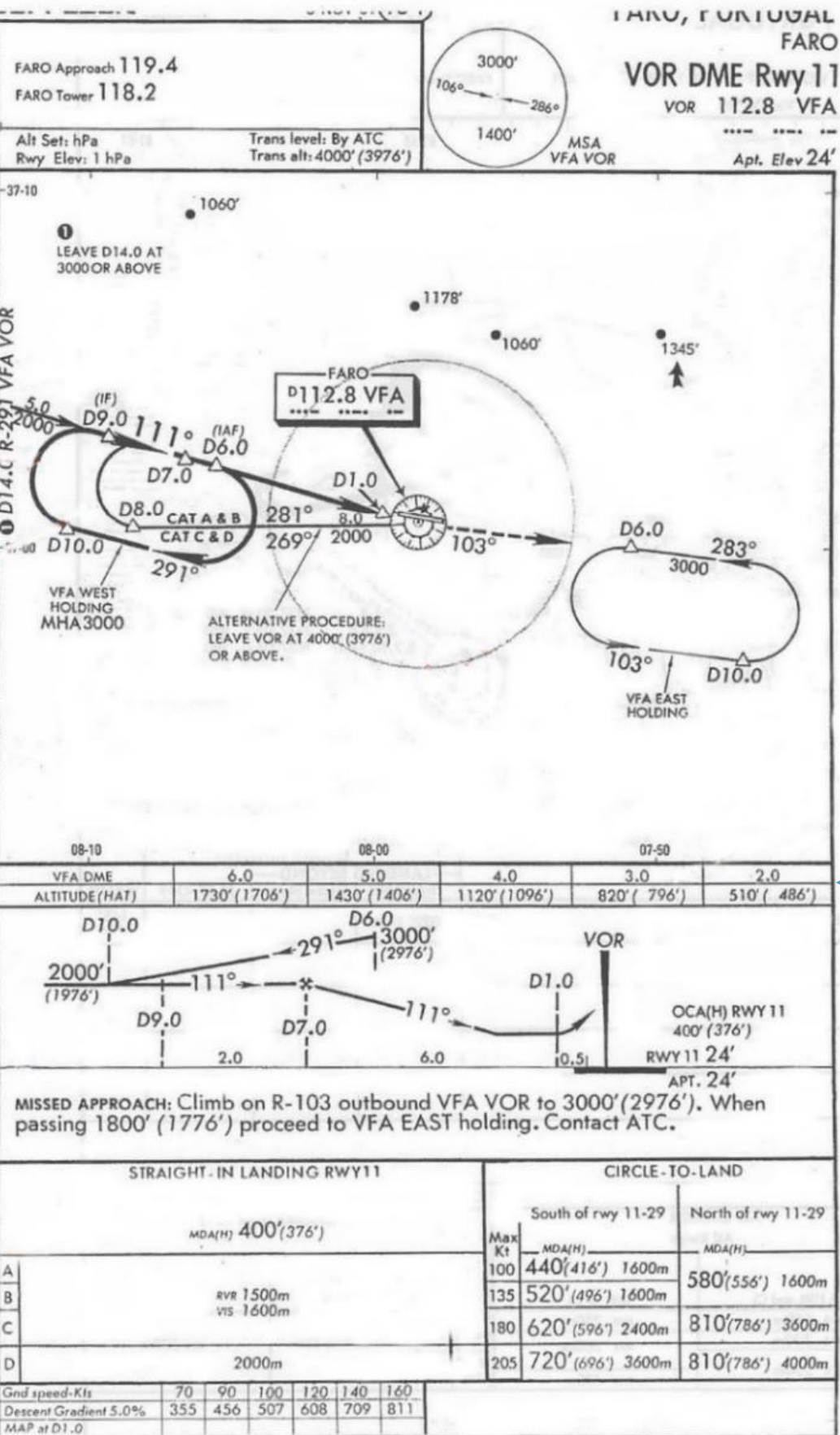
Hoogteroer uitslag

Sinkrate in ft/min

In het ongevalsrapport is een approach chart opgenomen die afkomstig moet zijn uit het AIP. Deze kaart heeft een overlay van de track zoals deze herleid is door de ongeval onderzoekscommissie. De Jeppesen kaart is van een iets latere datum dan in gebruik bij Martinair op 21 december 1992. Met name de altitude versus DME distance tabel en de vereiste rate of descent versus Groundspeed was nuttig. Op de CVR wordt de Altitude versus distance continu door de Capt afgelezen. De AIP kaart toonde deze informatie niet. Het is een omissie van de Portugese Ongevalsecommissie dat dit verschil in kaartlay-out niet is benoemd.

AIP





DME

CVR

DME versus altitude checks

Capt	six DME seventeen thirty
Capt	check?
F/O	yes, check
Capt	five DME, fourteen thirty
	sound of selector knob
Capt	wind is coming from the right, thirty knots, drift twelve degrees, so you make it one two three or so
F/O	Ja
F/E	ok for the landing checklist?
F/O	ja, landing checklist
Capt	four DME, eleven twenty _____

De door de gezagvoerder benoemde waarden komen exact overeen met de waarden zoals weergegeven op de Jeppesen kaart. Het was dan ook beter geweest als de Commissie in haar rapport het gebruik door de Martinair crew van de Jeppesenkaart had benoemd omdat dan de gegevens uit de CVR opname duidelijk geworden waren, alsmede het woord "Alternative Procedure" dat wel op de Jeppesen kaart en niet op de AIP kaart genoemd wordt.

*De getoonde Jeppesen kaart is wel van een latere datum dan de door de Martinair crew gebruikte versie.

De hier getoonde kaart is gebruikt door de Experts die door het gerechtshof in Den Haag werden ingehuurd om een oordeel te vellen of de Raad voor de Luchtvaart in voldoende mate zorgvuldig was opgetreden in haar behandeling van het Faro ongeval met MP945. Het gebruik door de Experts van een andere kaart dan die welke de Martinair crew gebruikte is verwerpelijk omdat de header van de kaart onzichtbaar is gemaakt waardoor de revisie datum niet meer te herleiden is. Men had moeten erkennen dat de hier getoonde kaart van een latere datum was maar dat deze slechts op detailniveau anders was. De verschillen hadden aangegeven moeten zijn. De veranderingen betreffen bijvoorbeeld de naderingshoek van 5 % die op de oorspronkelijke kaart 5,2 % bedroeg. Deze kaart is echter wel degelijk geschikt om aan te tonen hoe de crew van MP495 de naderingsprocedure interpreteerde en de daalsnelheid bepaalde die gevlogen moest worden. Dat is dan ook de reden dat deze kaart toch in dit document is opgenomen.

1. GENERAL

The Sperry integrated autothrottle/speed control (AT/SC) system provides automatic throttle positioning, speed control indications and stall protection and warning from take-off to landing.

There are 2 AT/SC systems. Each system can be engaged separately or together.

Manual override of the autothrottle is possible at all time.

2. MAIN COMPONENTS AND SUBSYSTEMS

2.1. AT/SC computer (2)

- Autothrottle control, speed control guidance and stall warning utilize common sensors and computations and are therefore packaged in this single computer which provides following outputs:

- Drive signal for autothrottle.
- Speed error to fast/slow indicator.
- FD pitch command (in TO and GA only).
- Stall warning.

For FD pitch command in TO and GA and for stall warning, the measured alpha (angle of attack sensor) is used. For all other functions the computed alpha is utilized.

2.2. Duplex servo drive unit (1)

- Contains 2 motors, one for each AT/SC system. They drive a summing differential which connects the motors to the single output shaft to move the throttle levers.

2.3. Autothrottle system (ATS)

- Speed mode:

- Basic ATS mode is selected automatically by engaging ATS.
- Low speed limit is alpha speed.
- Speed selected on ATS panel is reference speed for computer.
- High speed limit is flap placard speed.
- N_1 limit as selected on TC cannot be exceeded.

- N_1 mode:

• Take-off mode (FD mode)

- Aircraft on ground.
 - FD switches on.
 - TOGA button pushed.
- Engage by switching either or both ATS engage lever (s) to ON.

(N)

If TOC or TOA FLX selected on TC, the computation of N_1 limit freezes at 30 kt. Throttles keep adjusting power and will be clamped when 30 kt are reached and stay clamped until N_1 mode selector is pushed.

• Go-around mode (FD and AP mode)

Engage by pressing TOGA button if FD and ATS engaged, aircraft not on ground and flaps extended. GA N_1 limit on the thrust computer will be selected automatically.

• Selected N_1 mode

Engage by pressing N_1 mode selector switch. ATS controls to N_1 limit as selected on thrust computer.

- Retard mode

- Engages when aircraft descends below 50 ft radio height (if slats in landing position or AP preland test completed).
- Throttles retard at a programmed rate.
- Fast/Slow indicators removed from view.
- After main gear spin-up, fast retard to idle stop.

2.4. Speed control system (SCS)

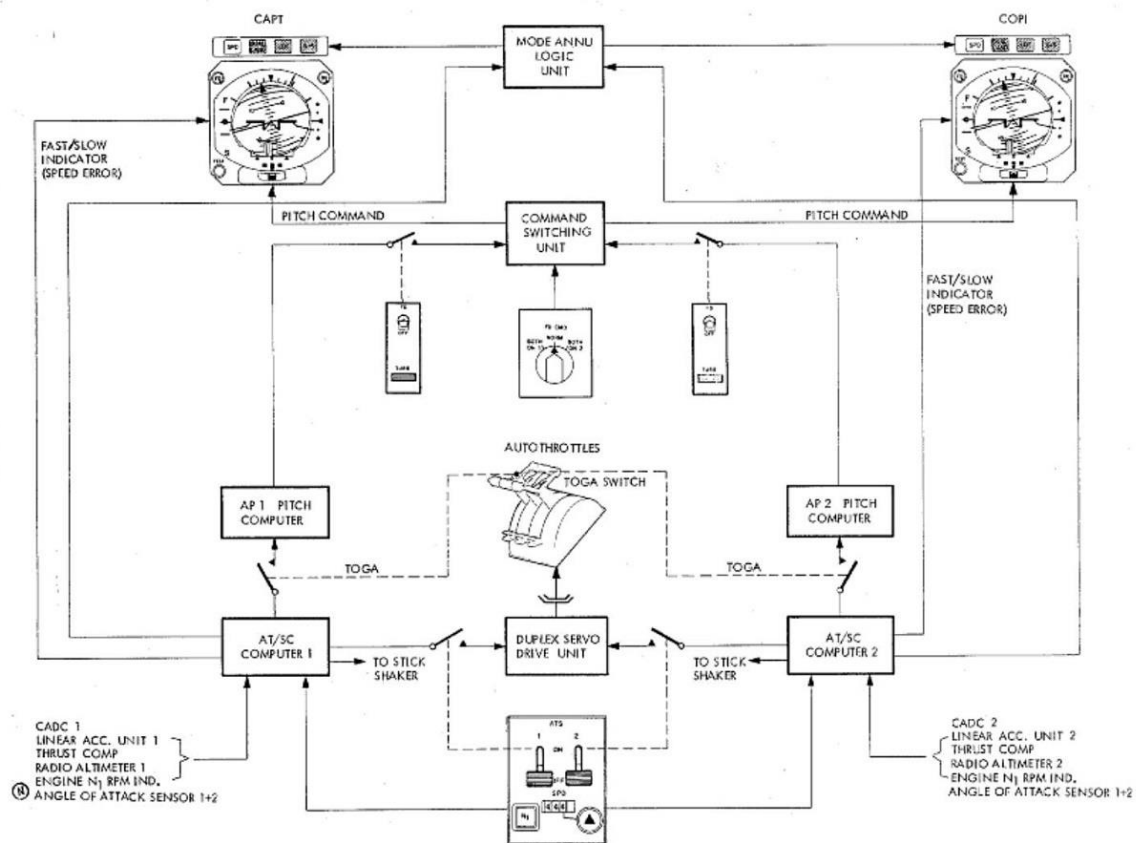
- Speed control:

- Basic mode, if flight director and autopilot are disengaged.
- Fast/Slow indicator displays speed error between actual speed and selected speed (or flap placard, respectively alpha speed).

- Speed guidance:

- A flight director mode, for take-off and go-around only.
- Engage by pressing TOGA button if FD is on.
- Provides altitude command to maintain a computed airspeed ($V_2 + 10$ kt for 3 engines, V_2 for 2 engines).
- Engine failure is sensed by fan sensor.
- Fast/Slow indicator displays speed error between actual speed and computed speed.
- During take-off prior rotation, FD pitch command and fast/slow indication are invalid.

(cont'd)



49. Onderhoud van het landingsgestel van de DC-10 PH-MBN

In de eerste analyse van het ongeval wordt door AvioConsult twijfel opgeroepen over het uitgevoerde onderhoud aan het landingsgestel door Martinair. Het laatste onderzoek dat door de Onderzoeksraad voor Veiligheid is gedaan met betrekking tot dit ongeval betreft de staat van onderhoud van de betrokken DC-10 met registratie PH-MBN.

Het verslag naar de minister van Infrastructuur en Waterstaat meldt daarover dat de vermoedens van incorrect of niet uitgevoerd onderhoud niet worden onderschreven:

Conclusies

De Onderzoeksraad heeft op verzoek onderzocht of enige feitelijke onderbouwing te vinden was voor de stelling dat het landingsgestel eerder vervangen had moeten worden en dat het toestel niet luchtwaardig was.

Uit niets is gebleken dat informatie is achtergehouden of over het hoofd is gezien. Vastgesteld is dat voor dit deelonderzoek, de onderzoekspartijen¹⁹ van destijds het onderzoekswerk rond het onderhoud en zo de luchtwaardigheid van het toestel volgens de geldende standa arden hebben uitgevoerd.

Het toestel - inclusief de landingsgestellen- voldeed aan alle inspectie-eisen en deze zijn binnen de vereiste termijnen uitgevoerd. Van enige noodzaak voor het wisselen van een landingsgestel of aanvragen van uitstel voor de geclaimde wissel was geen sprake.

De in de uitzending ingebrachte stelling dat het landingsgestel gewisseld of dat hiervoor uitstel aangevraagd moest worden mist onderbouwing.

Als eindconclusie is -nogmaals- bevestigd dat het toestel voldeed aan alle onderhoudseisen en bij vertrek uit Amsterdam voor de vlucht naar Faro luchtwaardig was.

Het gehele verslag vindt u [hier](#)

¹⁹ BVOI, DAGAc, NTSB.

Minister van Infrastructuur en Waterstaat Mw. Drs. B. Visser
Rijnstraat 8
2515 XP DEN HAAG

Onderwerp Onderzoek status rechter hoofdlandingsgestel PH-MBN 'Anthony Ruys'

Geachte mevrouw Visser,

In 2016 zijn in de Tweede Kamer vragen gesteld naar aanleiding van een televisie-uitzending van het programma EenVandaag op 16 januari 2016 over het vliegtuig dat op 21 december 1992 is verongelukt in Faro (Portugal). Eén specifiek item in de uitzending betrof de luchtwaardigheid van het toestel. In de uitzending is gesteld dat van het toestel een landingsgestel gewisseld had moeten worden en hiervoor al eerder uitstel was verleend. Een hernieuwd uitstel was niet toegestaan. In de uitzending werd een bij het onderhoud betrokken medewerker geïnterviewd die naar zijn zeggen de uitstelaanvraag onder druk heeft ingediend, waarna de toezichthouder zou hebben ingestemd. Het toestel zou door onterecht verleend uitstel van het wisselen van een landingsgestel, niet luchtwaardig zijn geweest.

De Tweede Kamer heeft in 2016 in reactie op deze uitzending om aanvullend onderzoek gevraagd. Hierop heeft de toenmalige Staatsecretaris van Infrastructuur en Milieu de Onderzoeksraad verzocht te onderzoeken of in de genoemde uitzending nieuwe feiten naar voren waren gekomen die mogelijk een ander licht zouden werpen op het destijds uitgevoerde ongevalsonderzoek.

In deze periode liep ook een second-opinion onderzoek naar de toedracht in opdracht van de rechtbank Den Haag door drie buitenlandse deskundigen onder leiding van Jean-Louis Fraçon. De Onderzoeksraad voor Veiligheid heeft destijds aangegeven de uitkomsten van het deskundigenonderzoek in het kader van de rechtszaak af te wachten, alvorens een besluit te nemen al dan niet aan het verzoek te voldoen. Het rapport van deze deskundigen onderschrijft de bevindingen en conclusies van het Portugese onderzoek naar de toedracht van het ongeval. In beide onderzoeken werd geconcludeerd dat het vliegtuig bij vertrek uit Amsterdam luchtwaardig was en dat tijdens het ongeval de impact op het landingsgestel zodanig groot was dat het door overschrijding van de gebruikslimieten is bezwaken.

Na de uitspraak van de Rechtbank Den Haag van 8 januari 2020, en na het verlopen van de cassatie termijn op 19 april 2020 is op 18 augustus 2020 door de Minister van Infrastructuur en Waterstaat aan de Onderzoeksraad gevraagd alsnog te onderzoeken of op basis van hetgeen in de betreffende uitzending van EenVandaag is gepresenteerd, sprake is van nieuwe feiten en zo ja, of deze feiten een ander licht werpen op het ongeval en het toentertijd uitgevoerde ongevalsonderzoek.

Op 20 september 2020 heb ik geantwoord dat de Onderzoeksraad een beperkt onderzoek zal uitvoeren, specifiek gericht op de technische vragen over het landingsgestel van het verongelukte toestel.

Het voornemen was het onderzoek in het voorjaar 2021 af te ronden. Door de Covid beperkingen bij de te bezoeken archieven in Nederland en afrondend het archief in Portugal is het onderzoek ruim een half jaar vertraagd. Nu we het onderzoek hebben kunnen afronden leg ik u in deze brief de bevindingen van ons onderzoek voor.

Om u mee te nemen in de chronologie van het onderzoek, de analyses en de (deel)conclusie volgt hier eerst de verantwoording van het onderzoek.

Verantwoording

Naar aanleiding van de uitzending van EenVandaag is bij de start van het onderzoek getracht in contact te komen met de geïnterviewde medewerker uit de uitzending. Dit heeft veel tijd gekost omdat de naam en functie van de betrokkene ondanks naspeuringen onbekend bleef. Uiteindelijk is door de onderzoekers met betrokkene gesproken. In dit gesprek gaf hij aan dat hij ten tijde van het ongeval werkzaam was als onderhoudsplanner.

Daarnaast is uitgebreid dossieronderzoek gedaan in de archieven. Ook zijn gesprekken gevoerd met verantwoordelijke functionarissen die betrokken waren bij het onderhoud van- en toezicht op het toestel in de periode voorafgaand aan het ongeval.

Ondanks het feit dat het toestel destijds nog operationeel in gebruik- en in onderhoud was bij Martinair, was de Staat der Nederlanden sinds juni 1992 de eigenaar. Het toestel was aangekocht voor gebruik bij Defensie. Om deze reden is ook beschikbare informatie van Defensie geraadpleegd in het onderzoek.

Dossieronderzoek is uitgevoerd bij:

Actor	Betrokken partij	Onderwerp
Nationaal archief	Bureau Vooronderzoek Ongevallen en Incidenten (BVOI) onderdeel Rijks Luchtvaart Dienst (RLD) en de Raad voor de Luchtvaart	Archief dossier luchtvaartongeval Faro
Politie archief	Rijkspolitie Dienst Luchtvaart	Archief Processen-Verbaal strafrechtelijk (voor) onderzoek toedracht.
Operator	Martinair	Archief dossier Faro
Maintenance organisaties	Martinair Samenwerking onderhoud KSSU KLM (A en C-inspectie) Sabena Swiss Air (D-inspectie) UTA (Union de Transports Aériens) - Revima	Slips ²⁰ storing gerelateerde zaken Archief dossier Faro - FA en FC-inspecties - FD-inspecties Overhaul landingsgestel
Eigenaar toestel	Ministerie van Defensie Defensie Materieel Organisatie (DMO) Sectie Fixed Wing Aircraft	Archief dossier DC10 Referentie dossier T-264 T-235
Actor	Betrokken partij	Onderwerp
Fabrikant	McDonnell Douglas (nu onderdeel Boeing)	Maintenance program MSG 2/3 ₂
Staat die het onderzoek heeft uitgevoerd	Opvolger van de DAGAC GPIAAF - Gabinete de Prevengao e Investigagao de Acidentes com Aeronaves e de Acidentes Ferroviarios - GPIAAF (Portugal)	Archief ongeval Faro in relatie tot landingsgestel (4x) en onderhoud

Inspectie en onderhoud PH-MBN

In de uitzending van 16 januari 2016 zijn door de onderhoudsplanner, naast de expliciete opmerkingen

²⁰ Slip is een *Taakkaart* die door de grondwerktuigkundige (GWK) wordt ingevuld. Op deze kaart worden de uitstaande klachten aan het toestel beschreven. Vervolgens wordt gepleegde actie benoemd en wordt het toestel voor de benoemde (ver)storing al dan niet vrijgegeven.

over het landingsgestel, ook kritische opmerkingen gemaakt over het naleven van het onderhoud. Deze kanttekening is ook eerder in 1993 door een passagier gemaakt in een melding aan de Officier van Justitie. Het betrof een, naar later bleek, vermeende uitspraak van een platformmedewerker van de tankdienst, met gelijke inhoud. Uit het ingestelde onderzoek verwoord in het achterhaalde proces-verbaal opgemaakt door de Rijkspolitie Dienst Luchtvaart in 1993 bleek deze melding ongegrond.

In 2012 werd in het rapport van AvioConsult²¹ ook al melding gemaakt van gedane uitspraken door de onderhoudsplanner.

Om inzicht te krijgen in het uitgevoerde onderhoud is daarom, naast beantwoording van de specifieke vraag over de status van het landingsgestel, ook een beeld gevormd over de status van het algehele onderhoud van het toestel.

Leidend voor het onderhoud was en is het in 1992 geldende onderhoudsschema MSG2² zoals door de fabrikant in opdracht van de Amerikaanse toezichthouder (FAA) is vastgesteld.

Voor het toestel waren naast de pre-flight (platform) inspectie, drie verschillende inspecties leidend.

In de dagelijkse praktijk gaat het om; de Flight A-inspectie (verder:A), uit te voeren binnen 500 vlieguren, de uitgebreide Flight C-inspectie (C) binnen 4800 vlieguren en elke vijf jaar de Flight D-inspectie (D) ook wel bekend als Heavy Maintenance (zie verder bijlage).

Tijdens het onderzoek zijn in de onderhoudsoverzichten geen afwijkingen of overschrijdingen van de termijnen voor onderhoud en inspecties vastgesteld (zie tabel1). Wel werd overschrijding van de 500 uren inspectie vastgesteld. Uit navraag is gebleken dat de A-inspectie bij Martinair vaak vroegtijdig werd uitgevoerd om vertraging bij de inzet van een toestel te voorkomen.

In 1994 is aan de gebruikers van de DC-10/ MD-11 toestellen de mogelijkheid geboden om te kiezen tussen het bestaande uitgebreide MSG2 programma en het herziene MSG3 programma. Door de Luchtmacht is in 1994 gekozen om het MSG2 programma, wat meer preventief van aard is, te behouden.

²¹ AvioConsult rapport 2012: Analyse Ongeval Martinair DC-10-30F, Faro 21 dec.1992 Blz. 28 - §4.6.14

Tabel 1: Tijd-volgorde van het overzicht van de uitgevoerde inspectie en onderhoud.

Datum	Soort inspectie	Cum. Vlieguren toestel	Forecast A+500 C+4800	Eis A-inspectie < 500 hr. interval	Cycle - Toestel	Bijzonder
5 jan 88	D	Onbekend		-	Onbekend	Wissel complete landingsstellen(4x)
16 apr 90	A-C	50427			12378	
19 jan 91	D	53244			13042	
30 jan 92	C	60451			Onbekend	
30 jun 92						Verkoop
28 jul 92		59383			14194	Afgifte BVL
13 aug 92						Wissel Eng#1
24 sep 92	A-04	60540			14428	Wissel Eng#3
21 okt 92	A-05	60921		381 hr	17794 ²²	14494? Wissel Eng#2
24 nov 92	A-06	61291* 61258#		370 hr	14566	Geen extensie aangetroffen
9 dec 92	Platform	61414			14592	Platforminspectie slijtvoering RH-MLG
21 dec 92	-	61541 61543#		215 hr tot FA-07	14614 14615#	Vertrek A'dam Ongeval

*Opgave KLM uitdraai maintenance log #Onderzoek DAGAC 1993

Toelichting eisen en definitie Cycle:

A inspectie < 500 hr. = binnen de norm, laatste 24 november 1992

C-inspectie elke 4800 hr. = binnen de norm, laatste 30 januari 1991

D heavy Maintenance elke 5 jaar = binnen de norm, laatste 19 januari 1991. HMV werd uitgevoerd bij Swiss Air als onderdeel van KSSU

Cycle Toestel: het aantal vluchten > één vlucht = 1 Cycle

Cycle Landingsgestel: het aantal starts en landingen > één start + één landing = 1 Cycle

Rechter hoofdlandingsgestel (RH-MLG)

Het landingsgestel van het toestel bestond uit vier delen, het neuslandingsgestel (N-LG), het linker hoofdlandingsgestel (LH-MLG), het midden landingsgestel (C-LG) en het rechter hoofdlandingsgestel (RH-MLG).

Landingsgestellen worden periodiek gewisseld of bij constatering van ernstige defecten. Gelijk aan het tellen van de cycles bij een toestel, één vlucht is één cycle, geldt voor een landingsgestel dat elke beweging, start en landing samen als één cycle telt.

Voor de voorgeschreven periodieke wisselingen gelden drie criteria: 1) de maximale levensduur uitgedrukt in kalenderdagen, maximaal 2370 dagen (=acht jaar/ 96 maanden), 2) de maximale levensduur uitgedrukt in cycles, maximaal 7500, waarbij de eerste van beide mijlpalen die zich voordoet leidend is, 3) de visuele inspectie. Wordt corrosie vastgesteld dan start een stringent inspectieregime dat in enkele maanden met een limiet van zes maanden kan leiden tot het wisselen van een landingsgestel voordat de maximale levensduur in uren of aantal cycles is bereikt.

Tijdens het onderzoek in Portugal, begin oktober 2021 zijn in het archief ook de historische kaarten van de vier landingsgestellen (N-LG, LH-MLG, RH-MLG en C-LG) zoals uitgedraaid op 22 december 1992 door UTA in Parijs aangetroffen. De data is afkomstig uit het systeem "ASTRE" toen in gebruik bij UTA, tegenwoordig Revima (bijlage 2).

Tijdstempel input voor de uitdraai was de laatste platforminspectie op 8 december 1992²³.

²² Als afwijking in het overzicht van de cycles van het toestel is in de periode tussen 24 september 1992 en 21 oktober 1992 een afwijkende notatie vastgesteld.

²³ Afhankelijk van het document wordt 8 of 9 december geschreven. Het ging om een inspectie die de dag-grens overschreed 8 dec ^ 9 dec.

	Datum geïnstal- leerd	Totaal aantal uren sinds nieuw ²⁴	Totaal aantal uren sinds revisie	Limiet dagen	Actueel dagen	Limiet cycles	Actueel cycles	Forecast
N-LG	05-01 1988	60645	20678	2370	1813	7500	4273* 4296#	02071994
LH-MLG	05-011988	75645	20678	2370	1813	7500	4273* 4296#	02071994
RH-MLG	05-01 1988	75645	20678	2370	1813	7500	4273* 4296#	02071994
C-LG	05-01- 1988	60430	20678	2370	1813	7500	4273* 4296#	02071994

*Opgave UTA-uitdraai uit ASTRE op 22-12-1992 = gebaseerd op de stand van 9 december 1992

Onderzoek GPIAAF 1993 en deelonderzoek RH-MLG 28-06-1993. In het GPIAAF-onderzoek zijn alle vluchten na 8 december 1992 doorgeteld en zo is de eindstand 4296 bereikt. Deze eindstand geldt voor alle landingsgestellen.

De vier landingsgestellen zijn op 5 januari 1988 onder het toestel gemonteerd. Zoals eerder gemeld, gold voor deze onderdelen een maximale levensduur²⁵ tot de volgende wissel voor het bereiken van 7500 cycles of 2370 dagen, waarbij geldt dat wat het eerst komt leidend is. Tijdens het ongeval op 21 december 1992 stond de teller op 4296 cycles en 1813 dagen, dus nog ruim 3000 cycles of 557 dagen te gaan voor de verplichte wisseling.

Een detail dat ook eerder vastgesteld was in 1993 en in ook het rapport van DACAF is benoemd, is dat een zogenaamd hold item werd aangetroffen in relatie met het midden hoofdlandingsgestel (*center*). Een hold item is een storing die nog open staat en waarvan de herstelwerkzaamheden later uitgevoerd kunnen worden.

Het betrof een gebroken steunbeugeltje van een hydrauliekleiding van het C-LG (M393- 07121992). Dit beugeltje had geen enkele invloed op de werking of betrouwbaarheid en was niet van invloed op de luchtwaardigheid.

Uit de inspectierapporten is daarnaast niets gebleken van (vermoedens van) corrosie, wat zou kunnen leiden tot extra inspecties of versneld wisselen. Dat geen enkele sprake was van corrosie is ook vastgesteld in het Portugese metaalkundig deelonderzoek naar aanleiding van het bezwijken van het landingsgestel tijdens de impact.

Tot slot zijn op de werkaanvraagformulieren van de inspecties op 24 november 1992 en op 8 december 1992 geen extensie aanvraag of opmerkingen aangetroffen. Dit houdt in dat er geen werkzaamheden uitstonden. Daarnaast zijn op de slips²⁶ uitgegeven in de periode tussen 8 december en 21 december 1992 geen beperkingen vastgesteld die van invloed waren op de luchtwaardigheid. Een formulier waarop uitstel van het wisselen van een hoofdlandingsgestel wordt aangevraagd, of een verwijzing naar een dergelijk aanvraag is niet aangetroffen.

De bevindingen van dit specifieke vervolg onderzoek door de Onderzoeksraad zijn in een eind gesprek voorgelegd aan de in EenVandaag geïnterviewde onderhoudsplanner. In dit gesprek gaf hij nogmaals aan dat hij gedwongen werd uitstel aan te vragen voor het wisselen van het landingsgestel.

De Onderzoeksraad heeft voor die stelling geen reden en geen feitelijke onderbouwing aangetroffen. Niet bij betrokkene en niet in het onderzoek.

Tijdens het gesprek bevestigde de onderhoudsplanner dat op basis van de resultaten van het onderzoek, geen noodzaak bestond tot het wisselen van een landingsgestel, voorafgaand aan de betreffende vlucht.

²⁴ Landingsgestellen worden als complete sets gewisseld, niet op deel componenten. Na het bereiken van de uren of cycles wordt het geheel gewisseld en vervolgens gereviseerd. Dit maakt dat naast het aantal dagen en cycles ook het totaal aantal uren van een gestel wordt bijgehouden= aantal uren sinds nieuw.

²⁵ De limieten (TBO) voor het MLG zijn: 96 maanden (2370 dagen) of 7500 cycles, *whichever occurs first*

²⁶ Invulformulier waarin uitstaande klachten beschreven staan en gepleegde actie wordt benoemd.

Conclusies

De Onderzoeksraad heeft op verzoek onderzocht of enige feitelijke onderbouwing te vinden was voor de stelling dat het landingsgestel eerder vervangen had moeten worden en dat het toestel niet luchtwaardig was.

Uit niets is gebleken dat informatie is achtergehouden of over het hoofd is gezien. Vastgesteld is dat voor dit deelonderzoek, de onderzoekspartijen²⁷ van destijds het onderzoekswerk rond het onderhoud en zo de luchtwaardigheid van het toestel volgens de geldende standaarden hebben uitgevoerd.

Het toestel - inclusief de landingsgestellen - voldeed aan alle inspectie-eisen en deze zijn binnen de vereiste termijnen uitgevoerd. Van enige noodzaak voor het wisselen van een landingsgestel of aanvragen van uitstel voor de geclaimde wissel was geen sprake.

De in de uitzending ingebrachte stelling dat het landingsgestel gewisseld of dat hiervoor uitstel aangevraagd moest worden mist onderbouwing.

Als eindconclusie is -nogmaals- bevestigd dat het toestel voldeed aan alle onderhoudseisen en bij vertrek uit Amsterdam voor de vlucht naar Faro luchtwaardig was.

Ik vertrouw er op u hiermee voldoende te hebben geïnformeerd.

Hoogachtend,



Ir. J.R.V.A. Dijsselbloem
Voorzitter

²⁷ BVOI, DAGAc, NTSB.

Bijlage 1: onderhoudsprogramma DC-10 geldend in 1992

FAA Maintenance Review Board²⁸

In the United States the FAA directs that initial aircraft maintenance requirements be generated for each aircraft type in a Maintenance Review Board Report (MRBR) based on the analysis performed as outlined in ATA "MSG-3 Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Development" document (MSG-3 is for Maintenance Steering Group - 3rd Task Force).

In 1992 was het MSG-2 programma van de FAA leidend in het onderhoud. Dit vormde de basis voor het Continú's Airworthiness Maintenance Program (CAMP). Uit dit programma volgde de voor het toestel verplichte onderhoudsintervallen.

ABCD check system

Airlines and airworthiness authorities casually refer to the detailed inspections as "checks". commonly one of the following: A check, B check, C check, or D check. A and B checks are lighter checks, while C and D are considered heavier checks. Aircraft operators may perform some work at their own facilities, but often checks, and especially the heavier checks, take place at maintenance, repair and overhaul (MRO) company sites.

A-check

The A check is performed approximately every 400-600 flight hours, or every 200-300 flights, depending on aircraft type.

Voor de PH-MBN gold een interval van 500 uur.

B-check

Voor de PH-MBN niet van toepassing.

C-check

The C check is performed approximately every 20-24 months, or a specific number of actual flight hours (FH), or as defined by the manufacturer. This maintenance check is much more extensive than the B check, requiring a large majority of the aircraft's components to be inspected. This check puts the aircraft out of service for 1-2 weeks. The aircraft must not leave the maintenance site until it is completed. It also requires more space than A and B checks, therefore, it is usually carried out in a hangar at a maintenance base.

Voor de PH-MBN gold een interval van 4800 uur.

²⁸ Cursief bron Wikipedia Aircraft Maintenance

D-check

The D check, also known as a "heavy maintenance visit" (HMV), is by far the most comprehensive and demanding check for an airplane. This check occurs approximately every 6-10 years. It is a check that more or less takes the entire airplane apart for inspection and overhaul. Even the paint may need to be completely removed for complete inspection of the fuselage metal skin. Manufacturers often underestimate the cost of the D check.

Voor de PH-MBN gold een interval van 5 jaar en werd de D-check uitgevoerd bij Swiss Air, als onderdeel van het samenwerkingsverband KSSU.

Bijlage 2: Data "ASTRE" toen in gebruik bij UTA, tegenwoordig Revima

28/12/92 11:23 KLM SPL/CO + 31 20 6 [REDACTED] R. 501 003

EXP: UTA/DE/CT 33 1 49 34 89 86 1992-12-22 10:07 63-96 S #2

MORE ** CCDUS--I: UNIT DISPLAY ** INSTALLED 22DEC92 09:24

RCN & SERIAL: 0784750 003008 DESCRIPTION: MLG RH
TRACKING LVL: 3 MPN & SERIAL: ARG7393-5510 SANS
LST ACTIVITY: 30APR89 PARENT RCN & SERIAL:
ORIGIN OWNER: SR ORIGIN: A / HBIHA / CDG

ACN: PHMBN INSTALLED AT LOCK: SPL LINE FORECAST REMOVAL DATE: 02JUL94
FUS: 2 INSTALLED ON DATE: 06JAN88 PLANNED REMOVAL DATE:
RCN: 0784750

1-----P-----E-----C-----S	A---C---C---U---M---U---L---A---T---E---D
HOURS CYCLE DAYOF DAYCA	HOURS:MN CYCLE DAYOF DAYCA
-----	SINCE -----
R CTL: 0 7500 U 2370	
NEW: :	NEW: : 75645:00 20082 7347 7347
OHAW: :	OHAW: : 20678:00 4273 1813 1813
PHAW: :	PHAW: : 20678:00 4273 1813 1813
BENCH: :	BENCH: : 20678:00 4273 1813 1813
	VENDR: : 20678:00 4273
	INSTL: : 20678:00 4273 1812 1812

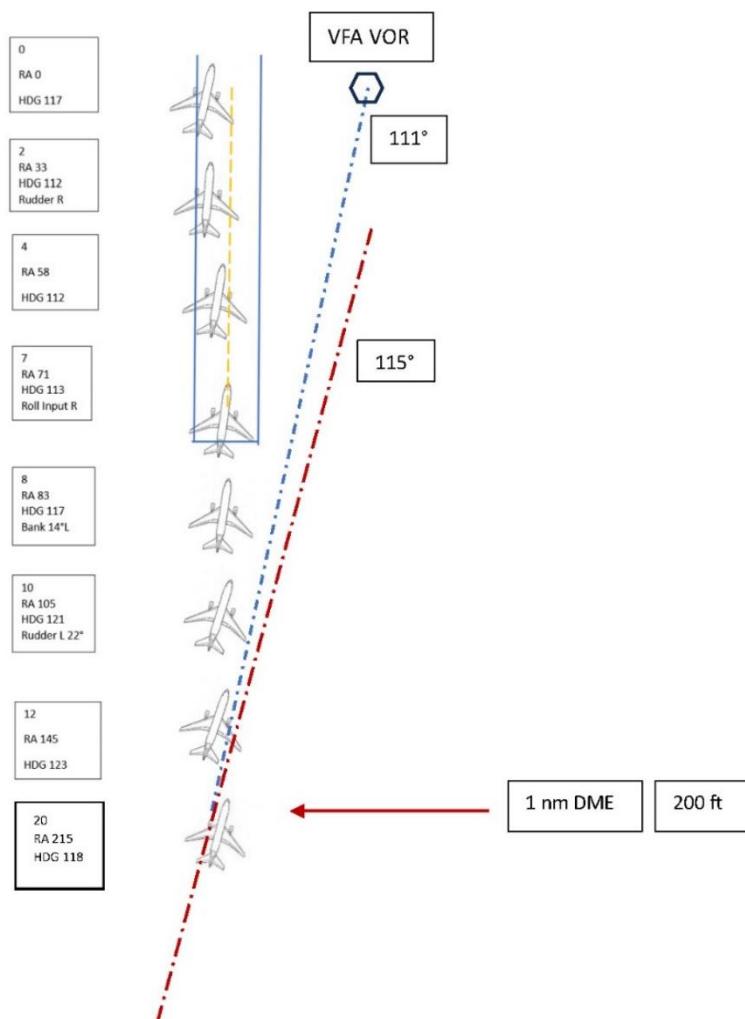
** CONTROLLING SUB-ASSEMBLY RCN 0784750 SERIAL 003008 **

Uitdraai UTA - beheerssysteem Astra >ingelogd 22 december 1992 om 09.24 uur
RH-MLG van de PH-MBN, gele markering aanwezig op originele document DAGAc

² Het MSG 2 en sinds 1994/1998 MSG 3 rapport (MSG- Maintenance Steering Group) is tot stand gekomen door analyse en review door een groep bestaande uit operators, autoriteiten en de betreffende vliegtuigfabrikant. Het MSG 2 programma was de basis, voor het op 21 december 1992 geldende Continuous Airworthiness Maintenance Program (CAMP) voor de DC-10 vliegtuigen opererend binnen de KSSU groep.

50. Visualisaties van de laatste 20 seconden van de track van MP 495

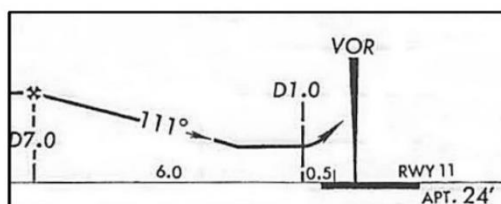
Bij een gemiddelde heading van 123° zoals ingesteld op het Glareshield Panel is de resulterende track 115° bij een TAS van 140 kts en een wind 190/20 zoals de gezagvoerder deze op 10 seconden vóór de landing afleest van de RNAV.



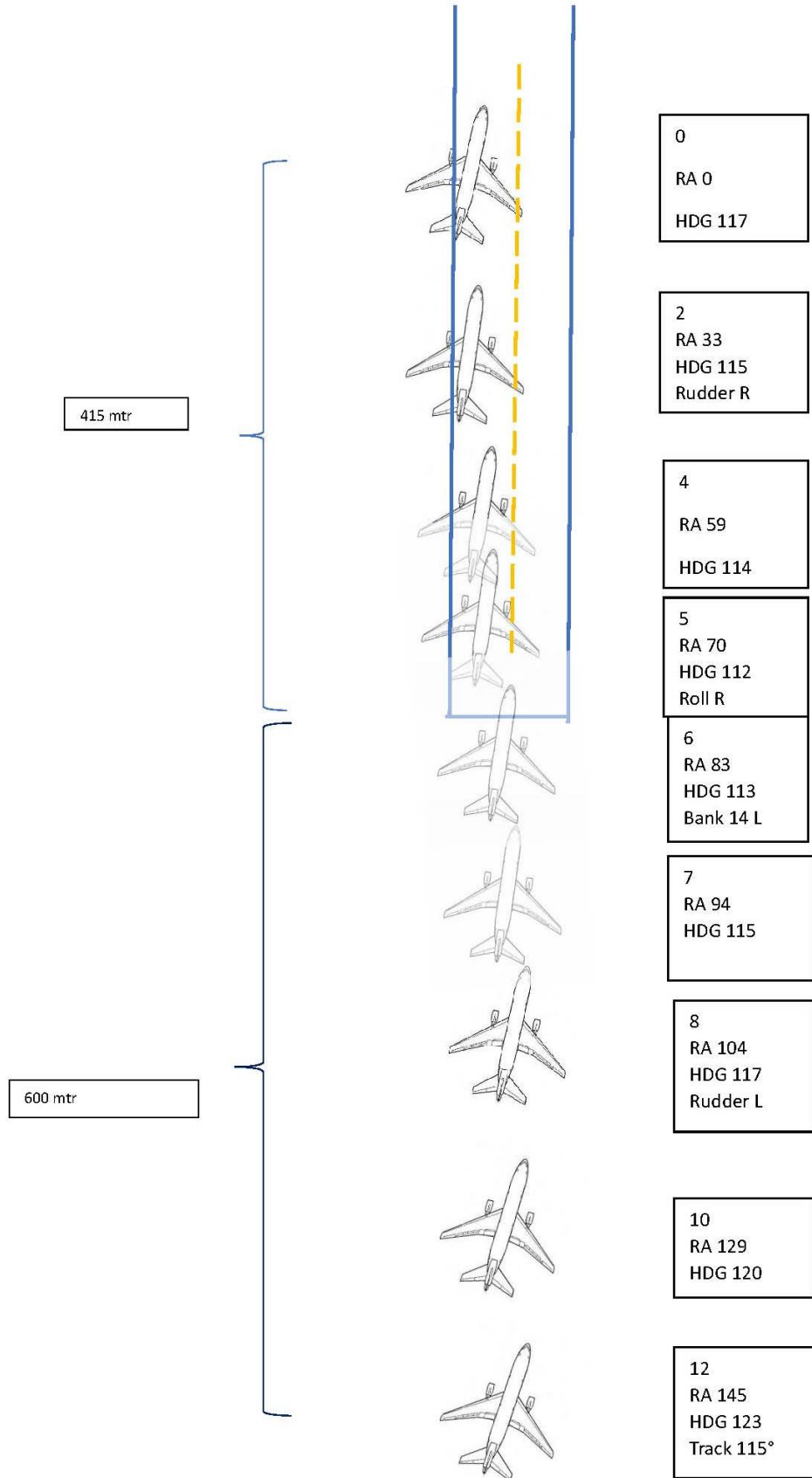
Op de approach chart staat de DME-tabel waarmee de vereiste hoogte per nm wordt aangegeven. De hoogte afname is ongeveer 310 ft/nm.

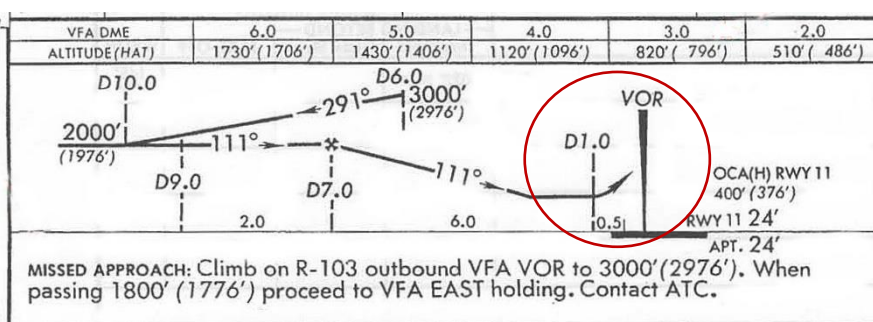
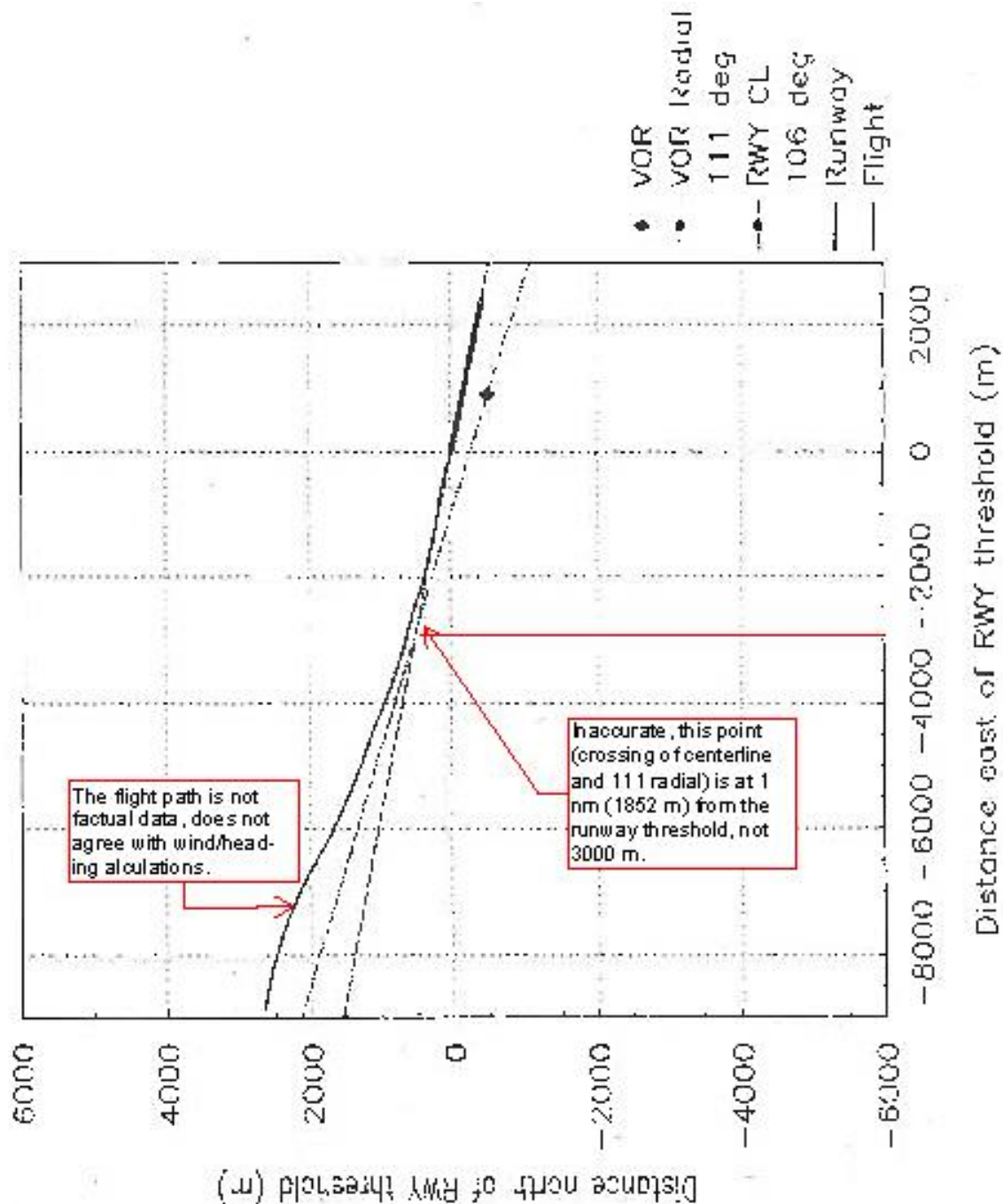
Op het punt van 2 nm is de vereiste hoogte 510 ft. Op 1 nm is dit dan 200 ft. De bemanning heeft verklaard op 200 ft dat het vliegtuig zich op 200 ft op de extended centerline bevond. Dit is hetzelfde punt als het 1 nm punt aan het einde van de nadering waar de bocht naar de final track moet worden ingezet. Dit is op zich mogelijk bij een track van 115° op het punt waar de radiaal 111° wordt aangesneden.

Het 1 nm DME punt is slechts 0,5 nm van de baan volgens de Jeppesen chart.



Note: de naderingstekening hierboven is correct wat schaal, headings, timings tot touchdown en control inputs betreft. De posities van het vliegtuig boven de baan ná de periode van 7 seconden tot touchdown zijn **niet** op schaal en zijn bedoeld om een impressie te geven van de bewegingen en laterale verplaatsing van het vliegtuig ten opzichte van de baan-as.





Zowel NLR als AvioConsult hebben de positie van het 1 nm DME punt verkeerd bepaald. Volgens de Jeppesen kaart hiernaast ligt het 1 DME punt namelijk op **0,5 nm vanaf het touchdown punt op de baan** en niet zoals door beiden is gesuggereerd op 1 nm vanaf de runway threshold. NLR heeft dat

mogelijk ook zo weer willen geven in de tekening maar dit is dan slordig uitgewerkt.

Omdat de 3 nm en 2 nm DME punten op een hoogte van 820 ft en 510 ft gepasseerd moeten worden is dit een hoogte verschil van 310 ft per nm. Op 1 nm DME moet de hoogte dan 200 ft zijn. De cockpit crew heeft verklaard bij dit punt op final gekomen te zijn.

Epiloog

Dit document poogt op geen enkele manier de absolute waarheid te vinden omtrent het Faro ongeval. Het is slechts een visie en een aanvulling op wat er mogelijk heeft plaats gevonden. Er zullen altijd een aantal relevante opmerkingen zijn over de toedracht. Dit blijft altijd zo ongeacht hoeveel vragen we ook stellen, hoeveel theorieën we er ook op los laten, hoeveel antwoorden er ook gevonden worden. Maar misschien is het zinvol om te blijven kijken, te blijven graven zodat ook vragen worden beantwoord die niet gehoord of nog niet gesteld zijn.

Bij luchtvaartongevallen moeten niet alleen technische aspecten onderzocht worden. De menselijke kant van het verhaal is naar mijn mening nog interessanter om te belichten. Vaak kunnen uit de geregistreerde gegevens de handelingen van de mens in de cockpit achterhaald worden. Maar wat de mens bewogen heeft de dingen te doen die vastgelegd zijn is ook een vraag die beantwoord moet worden. De mens is een feilbaar iemand. Wat we ook doen, we maken er fouten bij. Niet omdat we dat willen, integendeel we steken veel energie in het correct uitvoeren van onze taken. En daarbij willen we niet falen. En toch maken we fouten. Iedere dag weer. Het is dus zinloos om de mens te proberen te beschouwen als een bijna onfeilbare machine. Want dat is hij per definitie niet. Vaak is de enige manier om de ons gestelde opdracht goed uit te voeren gelegen in het continu evalueren van de resultaten van wat we doen. Dan scheppen we de gelegenheid om de fouten te zien. Kijken naar de resultaten bevestigt de juistheid van ons handelen of maakt de fouten die we gemaakt hebben alsnog duidelijk. Dan pas kunnen we vergissingen herstellen. Als de werkdruk echter hoog is slagen we daar soms niet in. En werkdruk heeft ook te maken met ervaring. Hoe meer we blootgesteld geweest zijn aan gelijke omstandigheden hoe beter we er mee om kunnen gaan. En het resultaat daarvan is een lagere werkdruk en minder kans op fouten omdat we overzicht kunnen houden op de situatie. Ook als die situatie erg dynamisch blijkt te zijn zoals in het geval van een nadering onder slechtere weersomstandigheden is het mogelijk om die taken goed uit te voeren. Zodra het ervaringsniveau, inzichten en capaciteiten tussen de leden van een cockpit bemanning significant uit elkaar begint te lopen kan dit problemen opleveren. Er zijn indicaties die erop wijzen dat dit ook bij de bemanning van MP495 een rol van betekenis heeft gespeeld.

Bij ongevallen in de luchtvaart wordt veelal gekeken met de kennis van nu naar de acties, beslissingen en inschattingen die de bemanning op dat moment maakte. Het fenomeen "hindsight" blijkt daarmee veelal tot veroordeling van gedrag te leiden. Gepoogd is om deze valkuil te vermijden.

Toelichting

Mijn erkentelijkheid gaat uit naar de heren Horlings en Cats die een eerdere versie van dit document van kritische opmerkingen hebben voorzien. Het betreft hier met name commentaren omtrent opmerkingen en aanvullende gegevens die door mij zijn toegevoegd aan de door hen geschreven analyse genaamd *De laatste 80 seconden van vlucht MP495*.

Gaandeweg de review van de feedback die in dat document was gegeven werd duidelijk dat er toch op tal van vlakken andere percepties bestaan omtrent dit ongeval. De verschillen in conclusies liggen onder andere op het vlak van procedures en de verklaring voor het afbreken van het landingsgestel en het bezwijken van de vleugelophanging. Verscheidene stellingen in de AvioConsult analyse zijn mijns inziens weerlegbaar met behulp van inzichten in vliegoperaties met grote verkeersvliegtuigen. Ook zijn andere conclusies getrokken uit documenten betreffende onderzoeken van luchtvaartongevallen die na december 1992 plaats vonden.

Daarmee werd het noodzakelijk om het onderzoek omtrent het ongeval met de DC-10 onder vluchtnummer MP 495 in zijn geheel te herschrijven.

Alle rapportages die ter beschikking stonden zijn daarbij op een vergelijkbare wijze als de AvioConsult analyse op hun inhoud beoordeeld. Het is echter niet de intentie geweest om de research van andere onderzoekers te ondergraven maar slechts te wijzen op andere onderzoeksresultaten, andere interpretaties en bevindingen in deze complexe materie.

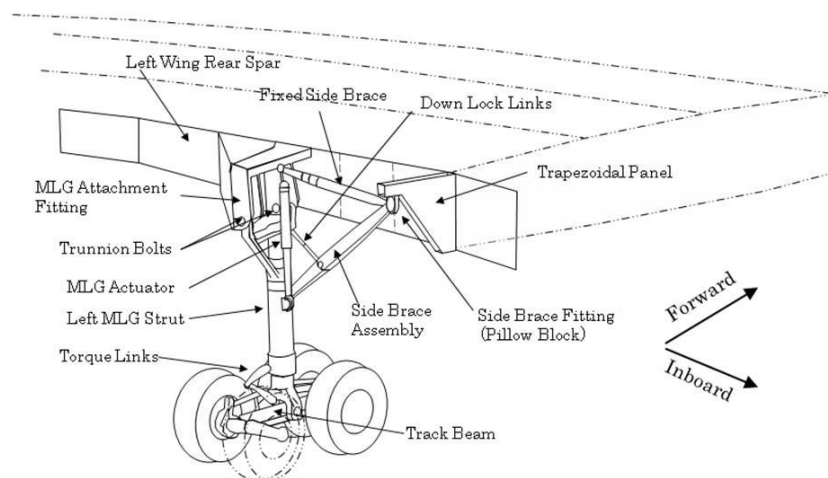
Eindconclusie technische analyse

De technische analyse uit het ongevalsrapport van het ongeval van de China Airlines MD-11 te Hong Kong sluit naadloos aan bij de ongevallen van FedEx te Newark en Narita maar ook bij het Martinair ongeval van de DC-10-30 met de registratie PH-MBN onder vluchtnummer MP 495 op 21 december 1992 te Faro.

Toen de parallellen tussen genoemde ongelukken erkend waren hebben de onderzoekers met hun suggesties bijgedragen aan verbetering van training ter voorkoming van harde landingen op de MD-11, tot betere training van benodigde crew acties in geval van "bounced landings" en tenslotte tot verbetering van de certificatie van landingsgestellen van nieuwe verkeersvliegtuigen.

Het China Airlines rapport wordt dan ook afgesloten met de volgende conclusie:

The analysis has produced a definition of a failure sequence that is reasonable and appears to have no significant inconsistencies with the accident observations.



The failure appears to have initiated with the forward trunnion bolt of the righthand landing gear (the trunnion shearing upwards) closely followed by failures of the inboard right wing rear spar webs and caps. These failures were the result of an extremely high vertical load and an associated "springback moment" applied to the right main landing gear. Both the high vertical load and the high "springback moment" were a result of the excessive (18-20 ft/sec) sink rate, and the slightly rolled (3 degrees right wing-down) touchdown attitude.

Deze bevinding is ook geheel van toepassing op het ongeval van de DC-10 PH-MBN. Helaas is daarmee ook duidelijk geworden dat met betrekking tot de kwaliteit van de rapportage van het ongeval van MP495 er ook beperkingen in de rapportage en bevindingen zitten. De inzichten in de wijze waarop de crash tot stand is gekomen wat betreft de technische aspecten waren destijds onvolledig. Men heeft terecht aangenomen dat het landingsgestel van het vliegtuig de hoge daalsnelheid niet aankon. De hele keten van het sequentieel bezwijken van diverse componenten is echter niet duidelijk geworden. Er zijn meerdere MD-11 ongevallen gevolgd voordat het verband tussen de verkeerde aannames in het certificatie proces en de zwaktes in de ophanging van landingsgestel en de vleugelophanging werden erkend. Daarop is uiteindelijk een aanpassing van de certificatie van nieuwe vliegtuigen tot stand gekomen waardoor de veiligheid van de komende generatie vliegtuigen is verbeterd.

De onbekendheid in 1992 met het fuse pin failure – gear failure – wing failure fenomeen van de DC-10 is niet verwijtbaar. Toch zijn er in zowel het officiële ongevalsrapport als de interpretatie door de Nederlandse Raad voor de Luchtvaart en het NLR-rapport duidelijke fouten en/of tekortkomingen aanwijsbaar die de kwaliteit van het geheel negatief beïnvloeden.

Conclusie

Het ongevalsrapport kent een analyse die vrijwel volledig toegespitst is op de technische aspecten. Wat betreft de Human Factors kant van dit ongeval kent het rapport te weinig diepgang.

Slechts in de eindanalyse en de aanbevelingen komt iets terug over de Human Factors kant van het ongeval. Daarbij mag het niet exclusief gaan om het feit dat de cockpitbemanning fouten heeft gemaakt. Dat is immers ontegenzeggelijk zo. Het gaat hier om de achterliggende oorzaken: waarom zijn die fouten gemaakt? Welke rol hebben training, ervaring, crew coordination, discipline, management gespeeld bij het ontstaan van het ongeval. Die vragen zijn nergens in de eindrapportage op een degelijke manier beantwoord. En dat is een gemiste kans om in de toekomst bij te kunnen dragen aan het voorkomen van vergelijkbare ongevallen.

Het is onzeker of windshear een rol heeft gespeeld bij het ongeval zoals dit door Martinair en de Raad voor de Luchtvaart werd verondersteld. De NLR-rapportage geeft dit niet zo aan ("In summary it was concluded that windshear (a downburst) had been present, however, it was not a hazardous factor in itself during the approach of the aircraft.") Ook het Portugese rapport spreekt van een windverandering en niet van windshear. In de NTSB-rapportage is er ook geen sprake van dat windshear zich heeft voorgedaan. Verwacht mag worden dat de NTSB dit benoemd zou hebben indien er werkelijk sprake zou zijn van windshear.

De windverandering op zich lijkt wel onmiskenbaar omdat zowel de SIO-gegevens als de NLR-berekeningen hierop wijzen. Het lijkt er echter niet op dat de windverandering aanleiding heeft gegeven voor de laterale verplaatsing ten opzichte van de baan-as noch de lage vliegsnelheid of de hoge daalsnelheid.

De laterale verplaatsing is nagenoeg geheel verklaarbaar uit de vliegsituatie waarbij de F/O de landingsmanoeuvre te vroeg inzette en de hoeveelheid richtingsroer niet afdoende compenseerde met rolroer hetgeen het vliegtuig deed rollen tot een hoek van 14°L en een track verschuiving van 3°L.

Het terugtrekken van de gashendels op een te grote hoogte in vergelijking met de geprogrammeerde Retard Mode van het Autothrottle systeem én het vast blijven houden in deze stand resulteerde in een teruglopende vliegsnelheid en een toename in de daalsnelheid. De hoge daalsnelheid wordt in combinatie met de dwarswind benoemd als de meest waarschijnlijke oorzaak (probable cause) van het ongeval omdat hierdoor de sterkte limieten van het vliegtuig werden overschreden.

Otto Blik

Hoofddorp 13-4-2025

Vaak heeft de bemanning het gedaan, maar daar zit dan vaak wel een heel verhaal achter. Als je daar niets aan doet, ben je geen stap verder gekomen.

Benno Baksteen