



De laatste 80 seconden van vlucht MP495 op 21 dec. 1992
in detail geanalyseerd met DFDR en AIDS data

3 augustus 2017

A. Cats
H. Horlings

AvioConsult

Onafhankelijk vliegtuigexpert en -consultant

Inhoudsopgave

Refertes	2
Lijst figuren	3
Lijst tabellen.....	3
Lijst bijlagen	3
Colofon	3
1. Executive Summary	4
1.1. Inleiding.....	4
1.2. Hoofdconclusies.....	4
1.3. Alle conclusies uit deze analyse – gerubriceerd	5
2. Algemene informatie	9
2.1. Inleiding.....	9
2.2. Bewegingen van een vliegtuig	9
2.3. Autopilot & autothrottle	10
2.4. Naderingssnelheid	11
2.5. Laterale geleiding voor de nadering	13
2.6. Verticale geleiding.....	14
3. Een 'short final' op Faro	16
3.1. Nadering en landing zonder dwarswind	16
3.2. Nadering en landing met dwarswind	17
3.3. Nadering en landing MP495 met dwarswind	17
4. Het begin van de eindnadering van vlucht MP495.....	17
5. Analyse van de laatste 80 seconden van vlucht MP495.....	20
5.1. Analyse door eliminatie.....	20
5.2. Vanaf 80 seconden voor de landing.....	20
5.3. Vanaf 70 seconden voor de landing.....	21
5.4. Vanaf 60 seconden voor de landing.....	22
5.5. Vanaf 54 seconden voor de landing.....	22
5.6. Vanaf 49 seconden voor de landing, passeren 500 ft.....	23
5.7. Vanaf 42 seconden voor de landing.....	27
5.8. Vanaf 37 seconden voor de landing.....	28
5.9. Vanaf 33 seconden voor de landing.....	29
5.10. Vanaf 20 seconden voor de landing.....	29
5.11. Vanaf 13 seconden voor de landing.....	31
5.12. Vanaf 7 seconden voor de landing.....	33
5.13. De landing.....	34
5.14. Snelheid daling.....	37
5.15. Zijwaartse verplaatsing	38

Refertes

- 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, 31-10-1994. 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 Martinair Holland NV, Flight Operations Manual.
- E – Digital Flight Data Recorder Factual Report, NTSB Washington, DCA-92-RA-011, dated Feb. 11, 1993 (Benodigde grafieken hieruit zijn in bijlagen bijgevoegd).

Lijst figuren

Figuur 1. Nadering vliegveld Faro uit de Approach Chart volgens de Portugese verkeersleidingsradar. Bron: Portugese Rapport van Ongeval, Annex 12.....	9
Figuur 2. Bedieningspaneel van autopilot en autothrottle uit AOM Volume 1.	11
Figuur 3. VOR/DME nadering voor 125 kt grondsnelheid. Initieel, een verticale snelheid van 750 ft/min was ingesteld op de Autopilot. Toen PAPI zichtbaar werd, vanaf ca. 500 ft op de hand met autopilot in CWS mode.....	14
Figuur 4. Nadering zonder en met dwarswind, en van MP495 op Faro (niet op schaal). Naast de vliegtuigen is de magnetic heading weergegeven.	16
Figuur 5. Verticaal profiel nadering MP495, initieel Vertical Speed mode autopilot, daarna CWS. Zie DFDR data in Bijlage 1.....	22
Figuur 6. Vergelijking approach heading 125° (DFDR-data) op approach radialen 111° en 117° met de bijbehorende drifthoeken.....	24
Figuur 7. Vergelijking afname RPM (N1) door de autothrottle (4x) en manual door copiloot (1x); deze laatste is sneller. Bron: DFDR-data, Bijlage 1).....	31
Figuur 8. Impact area MP495 on runway 11, RvO Annex 11.....	36

Lijst tabellen

Tabel 1. Wind Correction Factor tabel uit AOM 3.3.5 – 03.....	12
Tabel 2. Berekende opstuurhoeken (WCA) van drie naderingsradialen (all bearings magnetic).	25

Lijst bijlagen

- 1 – Pagina 1 uit RvO, Annex 15. DFDR Factual Report NTSB.
- 2 – Pagina 2 uit RvO, Annex 15. DFDR Factual Report NTSB.
- 3 – Grafiek 6 uit RvO, Annex 9, AIDS data. Richtingsstuur, remmen, rolhoek.
- 4 – Grafiek 9 uit RvO, Annex 9, AIDS data. Hoogtestuur en neusstand (pitch), hoogte.
- 5 – Grafiek 14 uit RvO, Annex 9, AIDS data. Rolstuur en rolhoek, hoogte.
- 6 – Gecombineerde stuur- en stand-data DFDR en AIDS.
- 7 – Laatste deel nadering in drie aanzichten.

Colofon

Copyright © 2017, AvioConsult. Alle rechten voorbehouden. Versie 14.

Niets uit deze analyse mag worden gebruikt, verveelvoudigd en/of openbaar gemaakt op welke wijze dan ook zonder voorafgaande schriftelijke toestemming van AvioConsult (info@avioconsult.com).

AvioConsult is een onafhankelijke vliegtuigexpert en -consultant. Zie ook www.avioconsult.com.

Op de website staat de meest recente versie hiervan in zowel de Nederlandse als Engelse taal.

Ing. H. Horlings is Lt-Kol b.d. van de Kon. Luchtmacht, 'Graduate' Flight Test Engineer van de USAF Test Pilot School te Edwards Air Force Base, CA, USA (1985) en een ervaren privévlieger.

A. Cats is Senior Inspecteur-vlieger vliegoperaties / DC-10 Type Rating Examiner / Captain B-757, 767 (RLD, ret.).

De bij de Kamer van Koophandel gedeponeerde Algemene Voorwaarden waren van toepassing bij het uitvoeren van deze analyse.

1. Executive Summary

1.1. Inleiding

- 1.1.1. Op verzoek van enkele nabestaanden en slachtoffers van het ongeval met Martinair DC-10, vlucht MP495, op vliegveld Faro op 21 december 1992 heeft AvioConsult het ongeval, het Portugese Rapport van Ongeval (RvO) en de bijdrage daaraan van de Nederlandse Raad voor de Luchtvaart (RVDL) geanalyseerd. De analyse werd beschreven in referentie A. Hoewel ook het laatste deel van de nadering werd geanalyseerd bleek er behoefte te zijn aan een beter uitgewerkte analyse van de laatste fase van de ongevalsvlucht, wat het doel is van dit rapport. Het is een aanvulling op referentie A en beschrijft de laatste 80 seconden van de vlucht van MP495 op 21 dec. 1992 meer gedetailleerd. Het is een zelfstandig leesbaar document waarbij een vijftal grafieken met data uit de Digital Flight Data Recorder (DFDR) en het Airborne Integrated Data System (AIDS) van het vliegtuig zijn gevoegd waarnaar vanuit de tekst wordt verwezen. Bij de analyse werden de als Referenties A – E op pagina 2 genoemde publicaties gebruikt.

1.2. Hoofdconclusies

- 1.2.1. Uit de nauwkeurige analyse van de DFDR-data blijkt dat de cockpitbemanning de nadering naar vliegveld Faro niet heeft uitgevoerd in overeenstemming met de naderingsprocedures van de Portugese autoriteiten vastgestelde, noch met de Basic Instructions Martinair (BIM) en het Aircraft Operations Manual (AOM).
Uit zowel de verkeersleidingsradar-data in het Rapport van Ongeval (RvO), Annex 12 (Figuur 1 op pagina 9), als uit de wind- en heading-analyse blijkt dat de laatste bocht tijdens de nadering veel te ruim was, omdat geen rekening werd gehouden met de bij de vliegers wel bekende harde zuidenwind, dat de aanvliegeroute niet werd gecorrigeerd en dat het vliegtuig niet de voorgeschreven 111° naderingsradiaal kan hebben gevolgd, maar het vliegveld onder een hoek van 117° naderde (§ 2.1.2 en § 5.6.8). De verkeersleiding had aan MP495 gemeld dat de baan 'flooded' was, waardoor een dwarswind limiet van 5 kt van toepassing was. Uit de analyse van heading en snelheid werd duidelijk dat er gedurende de laatste 80 seconden van de nadering een vrijwel constante harde dwarswind was (20 kt) die de limieten voor een landing op zowel een 'flooded' (5 kt) als een 'wet' runway (15 kt) ruimschoots overschreed.
Uit de hoogte-, snelheid- en stuurinputs-data die werden opgenomen in de Flight Data Recorders blijkt niet dat er grote, door externe invloeden veroorzaakte afwijkingen waren in het hoogteverloop tijdens de nadering. De afwijkingen die er wel waren, werden veroorzaakt door de overgang van de voorgeschreven Vertical Speed mode van de autopilot naar handbesturing op 600 ft. Het vliegtuig moest ca. 10 s rechtuit vliegen om het visuele PAPI-glijpad te onderscheppen, hetgeen niet uitzonderlijk is tijdens een non-precision nadering; vliegveld Faro was namelijk niet voorzien van een instrument landingssysteem. Het duidt ook niet op het doorkruisen van een gebied met up- en downdrafts.
- 1.2.2. Dit ongeval was een klassiek voorbeeld van de fatale gevolgen van het niet toepassen van de ook voor de Martinair DC-10 geldende voorschriften en protocollen bij een nadering om te landen. De 'Approach and Landing Accident Reduction (ALAR) working Group' van de Flight Safety Foundation adviseert al vele jaren om niet af te wijken van de voorgeschreven procedures voor een 'non-precision approach' en om naderingsradiaal en glijpad, alsmede een stabiel motor RPM aan te houden en zodoende de werklast beperkt te houden ('stabilized approach').
Hieronder zijn de overige conclusies gekopieerd en gerubriceerd met verwijzing naar de betreffende paragrafen van de analyse.

1.3. Alle conclusies uit deze analyse – gerubriceerd

1.3.1. *Toepassing procedures.*

1.3.1.1. Uit het transcript van de Cockpit Voice Recorder (CVR) in RvO Annex 5 blijkt dat het vliegtuig niet tijdig geconfigureerd was voor de landing (landingsgestel nog niet neer, 'flaps' en 'slats' nog niet uit en naderingssnelheid nog niet bereikt (§ 4.1.4). De bemanning volgde de in het AOM voorgeschreven procedures niet.

1.3.1.2. De voor de veiligheid van de nadering vereiste 'calls' op vlieghoogtes 500 ft en 50 ft werden niet gegeven door respectievelijk de captain en de flight engineer. Ook andere procedurele en voor de veiligheid bedoelde 'calls' werden niet gegeven. De cockpitbemanning hield zich niet aan de in het AOM voorgeschreven 'crew coordination procedures' (§ 5.6.1 en § 5.12.5).

1.3.2. *Naderingsroute.*

1.3.2.1. Uit Annex 12 van het RvO (Figuur 1 op pagina 9) met data van de verkeersleidingsradar, betreffende de door vlucht MP495 gevolgde naderingsroute, blijkt dat MP495 niet de voorgeschreven naderingsradiaal (111°) volgde (§ 4.1.1). De juistheid van de radardata kon met een wind/heading analyse worden bevestigd (§ 5.6).

1.3.2.2. Uit de verkeersleidingsradar-data in het Rapport van Ongeval (RvO), Annex 12 (Figuur 1 op pagina 9), blijkt dat de laatste bocht tijdens de nadering veel te ruim was, omdat geen rekening werd gehouden met de overigens wel bekende harde zuidenwind; het vliegtuig vloog voorbij, en werd vervolgens niet teruggestuurd naar de voorgeschreven 111° naderingsradiaal, maar naderde het vliegveld met een verder nagenoeg constante heading van 125° (§ 4.1.2 en § 5.6.8).

1.3.2.3. Uit de DFDR-data blijkt dat de heading niet veranderde tijdens de laatste 80 s van de nadering, afgezien van de verandering door het gieren als gevolg van richtingsroer input door de copiloot. Uit de heading kon worden afgeleid dat de wind gedurende de laatste 80 s van de nadering steeds 190°/20 kt was, zoals de captain die ook op 10 s voor de landing van het display van de navigatiecomputer aflas (§ 5.6).

1.3.2.4. De copiloot begon al op 42 s, nog voor het passeren van het 1 nm punt (Figuur 1 op pagina 9) dat recht voor de landingsbaan ligt, op te sturen met richtingsstuurinputs zonder rolstuur tegen de dwarswind dat nodig is om op dezelfde grondkoers (course) te blijven. Dit is niet normaal voor die afstand, en ook niet als het vliegtuig op de 111° naderingsradiaal had gevlogen, zelfs niet bij een harde dwarswind. Deze stuurinputs werden gedurende 27 s aangehouden tot na het passeren van het 1 nm punt, tot ca. 0,5 nm vanaf de baandrempel. Hieruit blijkt ook dat het vliegtuig niet op de 111° radiaal gevlogen kan hebben en op 30 s niet de 5° bocht naar links maakte om recht voor de baan uit te komen (§ 5.9 en § 5.7.1). De captain greep niet in (§ 5.7.2).

1.3.2.5. Er werden in de DFDR-data geen rolhoek en heading wijzigingen gedocumenteerd die wijzen op de overgang van de 111° naderings-course naar de 106° baan-course op 1 nm voor de landingsbaan. Ook hieruit blijkt dat het vliegtuig niet op de voorgeschreven 111° radiaal kan zijn genaderd (§ 5.9).

1.3.2.6. Uit de stuurinputs en de heading data van de DFDR en AIDS blijkt ook niet dat de course wijziging van 5° naar links op 1 nm afstand (≈30 s) van de baandrempel is uitgevoerd. Rolhoek en heading bleven constant. Opnieuw een indicatie dat het vliegtuig niet op de 111° radiaal en de verlengde baan-middenlijn naderde (§ 5.10.2).

1.3.2.7. Uit de stuurinputs valt ook te concluderen dat het vliegtuig niet boven het midden van de verlengde landingsbaan vloog, maar links daarvan; het ruimen van de

heading van 117° naar 125° op een afstand van ca. 0,5 nm voor de baandrempeel werd niet tegengestuurd, het vliegtuig moest blijkbaar nog verder naar rechts, naar midden voor de baan. Weer een indicatie dat het vliegtuig niet recht voor de baan vloog (§ 5.10.2).

1.3.2.8. Op 13 s voor de landing werd het richtingsroer uitgeslagen tot 90% naar links. Dit lijkt op een poging het vliegtuig op te lijnen met de landingsbaan om een traverserende landing te voorkomen, maar op 7 s werd het richtingsroer weer gereduceerd tot de middenstand. De vlieger stuurde niet direct de naar 14° toenemende rolhoek naar links, zijnde het neveneffect van de gierbeweging, tegen. Het vliegtuig moest blijkbaar nog van koers veranderen. Hieruit blijkt ook dat het vliegtuig niet voor of boven het midden van de baan gevlogen kan hebben (§ 5.11.2).

1.3.2.9. Op 7 s voor de landing reduceerde de copilot de richtingsstuur input van 90% links tot het midden, waardoor de heading ruimde, in plaats van te krimpen wat nodig zou zijn geweest voor het bereiken van de baan-heading. De rolhoek werd ook 0° zodat niet werd opgestuurd tegen de wind. Het reduceren van het richtingsstuur en horizontaal gehouden vleugels, i.p.v. een rolhoek naar rechts tegen de sterke dwarswind van 20 kt bewijzen opnieuw dat het vliegtuig niet midden boven de landingsbaan vloog maar nog daarnaar toe moest (§ 5.12.1).

1.3.2.10. De heading-wijziging door de 90% richtingsstuurinput op 14 s was 13°, maar niet toereikend om de baan-heading van 106° te bereiken. Deze heading wijziging was echter wel gelijk aan die welke bij de maximum toegestane dwarswindcomponent van de DC-10 hoort, waarvoor het richtingsstuur is ontworpen. Als het vliegtuig recht voor de baan had gevlogen, dan was de 13° toereikend geweest en had de traverserende landing kunnen worden voorkomen. Hieruit blijkt ook dat het vliegtuig niet recht voor de baan kan hebben gevlogen, maar de baan onder een hoek naderde (§ 5.11.4).

1.3.2.11. Het vliegtuig landde traverserend onder een hoek van 11°, maar wel in de richting van de baan; het linker landingsgestel kwam buiten de baan terecht. De rolhoek, de stuurinputs van richtingsroer en rolroeren en de heading gedurende de laatste 1,5 s wijzen er ook op dat niet was en werd opgelijnd voor een landing onder dwarswindcondities (Figuur 4 op pagina 16 midden) wat opnieuw een aanwijzing is dat het vliegtuig net voor de landing niet middenvoor of -boven de landingsbaan vloog. De stuurinputs laten geen respons zien op plotselinge wind variaties (§ 5.13).

1.3.2.12. De 6° afwijking van de 111° naderingsradiaal was driemaal groter dan de voor een gestabiliseerde nadering toegestane maximum 2° waardoor niet voldaan werd aan de AOM en BIM eisen voor een gestabiliseerde nadering, wat op zich al een reden had moeten zijn voor het direct uitvoeren van een go-around. De captain greep echter niet in om deze navigatiefout te voorkomen en te corrigeren en gaf geen opdracht voor een go-around (§ 5.6.8).

1.3.3. Vliegt technieken

1.3.3.1. Op 13 s voor de landing, op een hoogte van 150 ft, trok de copiloot de gashendels (throttles) met de hand al dicht, tegen de autothrottle in, terwijl dat normaal pas vanaf 50 ft hoogte mag. Het toerental van de motoren nam verder af dan het ATS zou doen. Het te lage RPM zou de opspoeltijd van de grote turbofan motoren zover doen toenemen dat een onmiddellijke doorstart op lage hoogte onmogelijk werd (§ 5.11.1).

1.3.3.2. De blijkbaar nog niet zo ervaren copiloot zat tijdens de nadering onnodig niet alleen met de rol- en hoogtesturen tegen de autopilot in te duwen, waardoor onnodige variaties in de vliegbaan ontstonden, maar ook tegen het rechter rempedaal. Zijn rechervoet was niet juist op het pedaal geplaatst (§ 5.2.1).

1.3.3.3. De copiloot bleek niet voldoende bedreven in de omgang met de autopilot, de richtingsbesturing bij dwarswind en de remsystemen van de DC-10 (§ 5.2.2).

1.3.3.4. Uit zowel de brief van de NTSB, die als appendix in het RvO is bijgevoegd, als uit de analyse in dit rapport blijkt ook dat de copiloot zelf onnodige bewegingen van het vliegtuig veroorzaakte (Pilot Induced Motions) door vrijwel continu tegen de CWS-mode van de autopilot in te sturen die daarop weer trachtte te corrigeren. De variaties in vluchtbaan en motortoerental werden veroorzaakt door de copiloot, niet door weersinvloeden. Toch liet de captain hem weer zijn gang gaan (§ 5.8.1).

1.3.3.5. De captain besloot op 7 s voor de landing in te grijpen toen de rolhoek na de grote richtingsroerinput naar links toenam (tot 14°) en stuurde met het rolstuur naar rechts, maar deelde dat niet aan de overige bemanningsleden mee met de daarvoor voorgeschreven call 'my controls', en gaf ook niet de 'go-around' call toen hij de throttles naar voren schoof. Hij drukte bovendien niet de go-around button van het flight management system in om de benodigde vliegtuigsystemen in één keer te configureren voor de go-around. Deze handelwijze getuigde niet van een goede crew coordination en van adequate omgang met de vliegtuigsystemen, zoals is voorgeschreven in het AOM (§ 5.12.2).

1.3.3.6. Hoewel CWS op 6 s voor de landing uitviel door conflicterende stuurinputs van captain en copiloot blijkt uit de DFDR-data dat er geen nadelige gevolgen waren voor de besturing (§ 5.12.4).

1.3.3.7. Nadat de captain de gashendels naar voren had geschoven voor een go-around kon het toerental van de motoren niet snel genoeg toenemen om tijdig voldoende vermogen te leveren omdat de copiloot de gashendels tegen het autothrottle-systeem in had dichtgetrokken tot idle. Dat een go-around op dit late moment werd geïnitieerd is ook een aanwijzing dat het vliegtuig de baan niet goed naderde (§ 5.13).

1.3.3.8. Door een technische fout in het ground spoiler systeem klapten de 'ground spoilers' direct na touchdown uit terwijl de throttles naar voren waren geschoven, waardoor de door de vleugels gegenereerde lift veel kleiner werd en een go-around vanaf de grond onmogelijk.

In feite waren het te vroeg dichttrekken van de throttles (§ 5.11.1 en § 5.11.7) en de fout in de spoilers (§ 5.13.3) ook aan het ongeval bijdragende factoren.

1.3.4. **Wind & windshear**

1.3.4.1. De opstuurhoek nabij het 8 nm punt aan het begin van de laatste bocht voor de landing (Figuur 1 op pagina 9) was 17° wat wees op een zeer harde zuidenwind (§ 4.1.1). Na de bocht, op 6 nm zei de captain "*wind is coming from the right, 30 kt, drift 12 degrees*" die hij afgelezen moet hebben van het display van de navigatiecomputer (§ 4.1.2). 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 uit de navigatiecomputer. De bemanning was dus op de hoogte van de harde wind tijdens de eindnadering (§ 5.11.5).

1.3.4.2. 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).

1.3.4.3. 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).

1.3.4.4. In de DFDR-data is geen enkele aanwijzing te vinden dat de bewegingen van het vliegtuig door externe invloeden als windshear, up- of downdrafts, zijn veroorzaakt maar er was wel lichte turbulentie. Ook de NTSB concludeerde dit. De bewegingen die door de DFDR werden geregistreerd werden grotendeels veroorzaakt door de copiloot die de autopilot op onkundige wijze zat te beïnvloeden. (§ 5.13.5).

1.3.4.5. Uit meerdere DFDR-data en uit de tekening met impact data uit het RvO Annex 11 blijkt dat er geen harde windvlaag kan zijn geweest net voor de landing van MP495. Wel werden de dwarswindlimieten van de DC-10 (en de persoonlijke limiet van de copiloot) voor het landen op een 'flooded runway' ruimschoots overschreden. De actuele dwarswind die een opstuurhoek van liefst 11° vereiste bij touchdown was zelfs te hoog voor een landing op een 'wet runway'. Indien de landing zonder schade zou zijn gelukt, dan zou het vliegtuig hoogstwaarschijnlijk van de baan zijn geraakt door aquaplaning van de wielen, met name van het neuswiel, bij teruglopende snelheid, met grote schade tot gevolg. De bemanning overtrad meerdere naderings- en landingsprocedures en limieten die in de DC-10 en Martinair voorschriften zijn vastgelegd (§ 5.15).

1.3.5. **Naderings- en daalsnelheden**

1.3.5.1. De door de vliegers op het autothrottle-systeem ingestelde naderingssnelheid was 5 kt te laag, wat niet in overeenstemming was met de voorschriften, waardoor de veiligheidsmarge kleiner was en wat ook gevolgen had voor de manoeuvreerbaarheid. De naderingssnelheid had 144 kt moeten zijn (§ 2.4.2).

1.3.5.2. De 5 kt te lage naderingssnelheid nam verder af tot onder de drempelsnelheid nog voor het bereiken van 50 ft hoogte nadat de throttles te vroeg waren dichtgetrokken, de neus werd opgetrokken en door de richtingsstuur-input de weerstand toenam (§ 5.11.1).

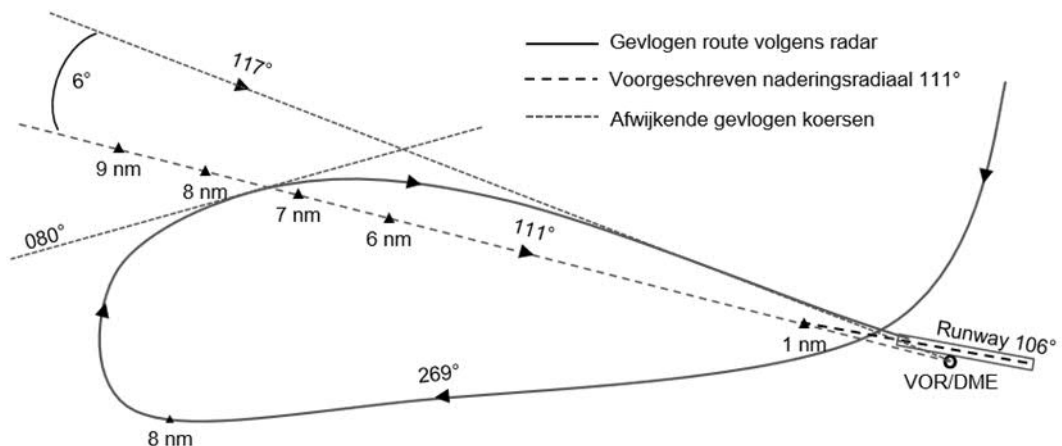
1.3.5.3. De daalsnelheid gedurende de laatste 7 s was lager dan de maximum daalsnelheid waarvoor het landingsgestel van de DC-10 was ontworpen, bovendien was het landingsgewicht 16% lager dan het ontwerplandingsgewicht. De breuk van het rechter landingsgestel is dus niet ontstaan door een hoge daalsnelheid. Doordat het rechter rempedaal al tijdens de vlucht werd ingedrukt en de remdruk dus al op de wielremmen werd gezet direct nadat de (achterste) wielen gingen draaien, nog voordat het neuswiel op de grond was heeft, in combinatie met de grote 11° opstuurhoek tijdens de landing, de krachten op het landingsgestel zover doen toenemen dat sterkte-limieten ervan werden overschreden (§ 5.14).

1.3.5.4. Indien de landing goed zou zijn verlopen, dan was het vliegtuig alsnog van de baan 'gewaaid' omdat de harde dwarswind (20 kt) veel hoger was dan toegestaan voor een flooded baan (5 kt) en zelfs voor een natte baan (15 kt). De veel lagere frictie van de neuswielen op de baan (aquaplaning) zou niet toereikend zijn om het weerhaaneffect van de harde wind op de grote verticale staart bij afnemende snelheid tegen te werken, wat een van de redenen is voor dwarswindlimieten (§ 5.6.4 en § 5.13.7).

2. Algemene informatie

2.1. Inleiding

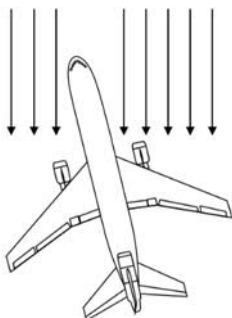
- 2.1.1. Dit document is een aanvulling op de analyse van het ongeval, referte A, en beschrijft de laatste 80 seconden (symbool: s) van de vlucht van MP495 op 21 dec. 1992 meer gedetailleerd. De gebruikte grafieken met DFDR en AIDS data uit Annexen 15 en 9 van het Rapport van Ongeval (RvO, referte B) van de Portugese Commissie van Onderzoek (RvO), zijn in vijf bijlagen bijgevoegd. Bijlagen 6 en 7 geven een vereenvoudigd overzicht van de diverse variabelen en van het effect van de stuurinputs op de vliegtuigbewegingen gedurende de laatste fase van de vlucht.
- 2.1.2. 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 verkeersleidings- (grond)radar vloog. Deze baan is in onderstaande Figuur 1 overgenomen. Bij sommige experts en anderen zijn twijfels gerezen of de weergegeven baan wel klopt, met name het laatste deel van de nadering vanaf 7 nm van de VOR/DME. Daarom wordt de juistheid hieronder aangetoond met de analyse van koersen en wind. Hieronder eerst wat algemene informatie over relevante vliegeigenschappen en de op Faro beschikbare naderingshulpmiddelen en hun gebruik, uitleg over een nadering zonder en met dwarswind, gevolgd door de analyse van de laatste 80 s van vlucht MP495.



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

2.2. Bewegingen van een vliegtuig

- 2.2.1. Bewegingen van een vliegtuig worden beschreven om de top-, langs- en dwarsassen door het zwaartepunt. Deze bewegingen hangen samen, en zijn bij het ontwerpen van het vliegtuig al gedefinieerd in zgn. 'equations of motion' met stabiliteits-afgeleiden. Eén ervan beschrijft het rolmoment dat optreedt als een richtingsstuurinput wordt gegeven: het gieren om de top-as heeft ook enig rollen om de langsas tot gevolg (nevenstaande afbeelding), omdat de buitenvleugel gedurende de beweging iets sneller door de lucht beweegt en daardoor meer lift produceert dan de andere vleugel;

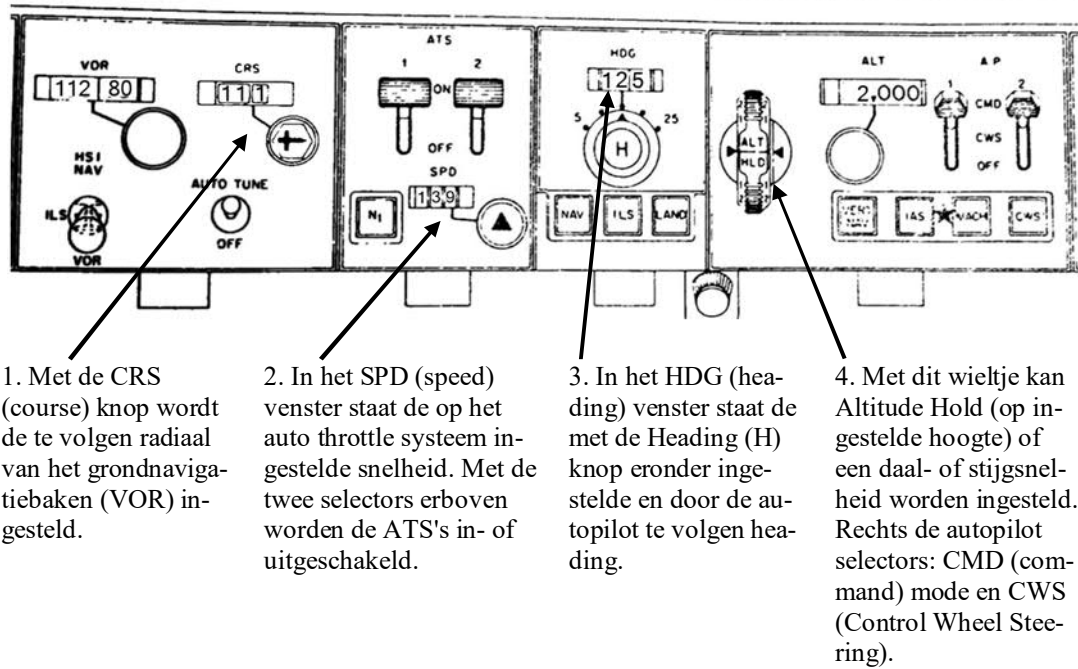


ook levert de tijdens het gieren meer naar achteren wijzende pijlvleugel minder lift omdat het frontale oppervlak ervan kleiner is en een deel van de vleugel wordt afgeschermd door de romp. Een andere afgeleide beschrijft het gieren als gevolg van een rolstuurinput (adverse yaw), omdat de weerstand die 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 (roll rate en yaw damping). Indien deze zgn. neveneffecten (tijdens een vluchtfase, bv. de nadering) ongewenst zijn moeten ze, als de autopilot en de gierdemper niet zijn ingeschakeld, door de vlieger zelf worden tegengestuurd met het richtings-, rol- en/of hoogtestuur.

Niet alleen kleine verstoringen van een evenwichtssituatie om elk van de assen door gebruik van de stuurorganen hebben bewegingen van het vliegtuig tot gevolg, maar ook verstoringen van buitenaf, bv. door bewegingen van de omringende luchtmassa. Een vliegtuig is echter zodanig ontworpen dat het na een kleine verstoring in een van de assen vanzelf, zonder interventie van de vlieger, terugkeert naar de evenwichtssituatie van vòòr de verstoring. Een vliegtuig wordt daartoe voor ingebruikname onder meer getest op longitudinal, lateral en directional static en dynamic stability en moet voldoen aan de daarvoor in luchtwaardigheidsvoorschriften gestelde eisen.

2.3. Autopilot & autothrottle

- 2.3.1. **De automatische piloot** (autopilot of AP) en het auto throttle system (autothrottle of ATS) van het vliegtuig worden bediend vanaf een controlepaneel dat aan de bovenrand van het instrumentenpaneel tussen beide vliegers in is geplaatst. In onderstaande Figuur 2 staat een deel van het bedieningspaneel met verklarende teksten. Tijdens de non-precision nadering naar Faro moesten beide systemen worden gebruikt (Aircraft Operations Manual – AOM, referte C); de autopilot in de vertical speed mode tot de baan- en naderingsverlichting zichtbaar waren, tot een minimumhoogte van 500 ft boven de grond, daarna in Control Wheel Steering (CWS), en de ATS tot na de landing. De vertical speed mode wordt in een volgende paragraaf uitgelegd.
- 2.3.2. CWS is een mode van het autopilot systeem waarbij de autopilot, zonder dat de vlieger stuurinputs levert, de hoogte- en rolroeren bedient, om een eenmaal ingesteld vliegpad aan te houden zodra er veranderingen optreden door externe omstandigheden, zoals verstoring door dwarswind of door turbulentie. CWS gebruikt niet de stuurinputs van bv. het navigatiesysteem, maar de op het rol- en hoogtestuur van beide vliegers uitgeoefende stuurkrachten (rolstuur vanaf 1 – 5 kg en hoogtestuur vanaf 1 – 11 kg). Indien het pad dat het vliegtuig onder CWS beschrijft afwijkt van het pad dat de vlieger wil dat het vliegtuig volgt, kan een kleine kracht worden uitgeoefend op het hoogte- en/of rolstuur die door de CWS wordt vertaald in een voor de actuele snelheid en overige omstandigheden benodigde uitslag van de betreffende aerodynamische stuurvlakken. Doet de vlieger niets, dan vervolgt het vliegtuig het eerdere ingestelde vliegpad. De inputs van de vliegers worden opgeteld bij de inputs van de sensoren van het autopilotsysteem. De autopilot corrigeert autonoom (en aanvullend) voor turbulentie en andere invloeden van buitenaf. Hoogte- en rolsturen van beide vliegers bewegen met de aerodynamische stuurvlakken mee, zodat de vliegers kunnen zien en voelen wat de CWS van de autopilot aan het doen is. CWS is handbesturing met ondersteuning van de autopilot voor de rol- en hoogtesturen (AOM 2.3.1 – 03). CWS stuurt het richtingsroer niet; de richtingsroeren worden bediend door een zgn. gierdemper, tenzij overruled door een van de vliegers met het voetenstuur. De gierdemper zorgt voor richtingsstabiliteit.



Figuur 2. Bedieningspaneel van autopilot en autothrottle uit AOM Volume 1.

- 2.3.3. **De Autothrottle/** speed control (AT/SC) voorziet in het automatisch bedienen van de gashendels van de drie motoren, snelheidsindicaties en overtrek bescherming en waarschuwing van start tot landing. De op het ATS-paneel (Figuur 2, item 2) ingestelde snelheid is de referentiesnelheid van de ATS-computer. Op elk moment kunnen de vliegers het systeem overrulen.

De zgn. Retard mode schakelt automatisch in zodra de radiohoogte lager is dan 50 ft; de gashendels sluiten met een geprogrammeerde snelheid. Nadat de hoofdwielen zijn gaan draaien wordt het gas snel teruggenomen tot idle.

Niet alleen de vliegsnelheid wordt teruggekoppeld naar de AT-computer, ook de stand van het hoogteroer. Zodra de vlieger of te autopilot aan de stuurknuppel trekt om de neus van het vliegtuig omhoog te brengen, reageert het AT door de gashendels naar voren te schuiven om het motorvermogen te laten toenemen ter voorkoming van afname van de vliegsnelheid, rekening houdend met de lange opspoeltijd van de grote turbofan motoren. Deze reactie van het AT-systeem is meerdere keren te zien in de DFDR RPM data gedurende de laatste 80 s van de vlucht (Bijlage 1).

2.4. Naderingssnelheid

- 2.4.1. De snelheid die moet worden aangehouden tijdens de laatste fase van de nadering naar een vliegveld, de laatste 6 nm al dalend vanaf een hoogte van 2000 ft, is van een aantal factoren afhankelijk, waaronder flapstand, windcondities en vliegtuiggewicht, en is voorgeschreven in het KLM/ Martinair Aircraft Operations Manual (AOM) § 3.3.5. Het uitgangspunt is de threshold speed, de snelheid die het vliegtuig tijdens het laatste deel van de nadering boven de baandrempel, op ca. 50 ft hoogte, moet hebben. De threshold speed is gelijk aan 1,3 maal de overtreksnelheid (V_s) voor het actuele landingsgewicht (161400 kg) en met flapstand 50°, en was voor MP495: $1,3 * 107 = 139$ kt.

De final approach speed, de naderingssnelheid die tijdens de laatste fase van de nadering vanaf een hoogte van 2000 ft moet worden aangehouden, moet volgens AOM 3.3.5 – 01 de threshold speed plus wind correction factor zijn. Deze wind correction

factor is gegeven in een tabel in AOM 3.3.5 – 03, die hier is ingevoegd (Tabel 1). De naderingssnelheid moet dus altijd ten minste 5 kt hoger zijn dan de threshold speed (ook reference speed en baandrempelsnelheid genoemd). Een hogere snelheid biedt een grotere veiligheidsmarge en betere manoeuvreerbaarheid.

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	max
		15 kt	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.

Tabel 1. Wind Correction Factor tabel uit AOM 3.3.5 – 03.

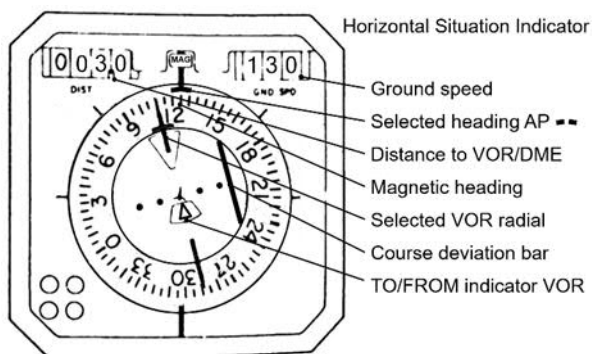
- 2.4.2. De tijdens de vlucht op de Landing Data Card (RvO Annex 3) ingevulde wind was 140°/ 14 kt, welke overigens niet overeenkomt met de METAR en TAF op pag. 35 van het Portugese Rapport van Ongeval (RvO). Er waren toen nog geen windvlagen gerapporteerd en de windsnelheid was niet hoger dan 20 kt dus de minimum, de standaard, verhoging van 5 kt zou gelden voor MP495 (omcirkeld in Tabel 1). De naderingssnelheid voor een landing met 50° flaps zou dus $139 + 5 = 144$ kt moeten zijn, maar 139 kt werd ingesteld als referentiesnelheid op de ATS (Figuur 2 op pagina 11, item 2) en met een 'bug' (een ruitertje) op de snelheidsmeters van de captain en de copiloot (RvO § 1.12.9.10); 5 kt te laag dus. In een radiobericht van de verkeersleiding (om 07:32:15 UTC) werden, samen met de toestemming om te landen, wel windvlagen doorgegeven (150°/ 15 – 20 kt), maar aanzien de 'gust' slechts $20 - 15 = 5$ kt was, en niet boven 5 kt, veranderde de toe te passen naderingssnelheid (van 144 kt) niet, zo blijkt de GUST regel van Tabel 1.
- 2.4.3. 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 turbulentie is, als extra veiligheidsbuffer. Deze snelheidsverhogingen tijdens gusts boven een bepaalde drempel zijn goed te zien op de snelheid grafiek van de Digital Flight Data Recorder (DFDR)-data vanaf 70 s voor de landing (Bijlage 1 vanaf ②). Vliegers worden er in de laatste regel zelfs attent op gemaakt dat met een 'additive' van max. 5 kt rekening moet worden gehouden; met andere woorden houdt er rekening mee dat de snelheid en dus de motor RPM kan variëren tijdens 'gusty wind conditions'. Bovendien is een (ingestelde) naderingssnelheid die gelijk is aan de drempelsnelheid niet een veilige naderingssnelheid door de kleine veiligheidsmarge. De naderingssnelheid moet dus altijd tenminste 5 kt hoger zijn dan de drempelsnelheid. Een lagere snelheid reduceert de 'control power' van de stuurorganen waardoor de manoeuvreerbaarheid van het vliegtuig in onrustige lucht minder wordt. Uit de DFDR-snelheidsdata (Bijlage 1) blijkt dat de snelheid tot 70 s voor de landing

139 kt was, de drempelsnelheid; te laag dus. Daarna daalde de snelheid ook weer regelmatig tot 139 kt op momenten dat de gusts niet zo sterk waren; 139 kt is volgens het AOM niet een veilige naderingssnelheid, vooral ook als er tijdens de nadering af en toe geen of kleinere gusts zijn. Tijdens de gusts, te zien aan de verticale g (normale versnelling, Bijlage 1 vanaf ①), werd de snelheid door de ATS dus regelmatig automatisch met 5 kt verhoogd tot een naderingssnelheid van 144 kt, terwijl die eigenlijk 144 kt + gust additive van 5 kt = 149 kt had moeten zijn. De snelheid verandert ook als de langsas/pitch van het vliegtuig naar beneden of naar boven wordt gestuurd, zoals te zien in Bijlage 1 ④, ② en daarna.

- 2.4.4. 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 en is ook niet geregistreerd op de DFDR. Er kan derhalve van worden uitgegaan dat de vliegers geen windshear ondervonden, anders hadden ze de snelheid zeker verhoogd. Een hogere snelheid betekent immers meer wing lift en meer 'control power' (effectievere stuurorganen) waarmee het vliegtuig sneller en beter kan reageren op externe verstoringen.

2.5. Laterale geleiding voor de nadering

- 2.5.1. Het vliegveld van Faro was slechts van beperkte naderingshulpmiddelen voorzien. Voor de laterale geleiding werd het VOR/DME-baken van het vliegveld gebruikt. Dit baken is te vergelijken met een vuurtoren die met een constant toerental een 'lichtbundel' rondzweept en bij de doorgang door het noorden een rondom zichtbare 'lichtflits' afgeeft. Door de tijd te meten van het moment van de lichtflits totdat de ronddraaiende lichtbundel de ontvanger raakt, is dus de hoek van het vliegtuig tot of vanaf het baken bekend. Met de DME wordt de afstand tot of vanaf het baken gemeten. Door de combinatie van deze twee (VOR/DME) is dus de positie van een vliegtuig ten opzichte van het baken vrij nauwkeurig vast te stellen, en kan voor naderingsdoeleinden worden gebruikt door een zgn. naderingsradiaal in te stellen op de VOR/DME-ontvanger. Een VOR/DME-nadering is een zgn. non-precision approach (AOM 3.3.5 - 08).
- 2.5.2. Op het instrumentenpaneel in de cockpit is een instrument geplaatst, de Horizontal Situation Indicator (HSI), dat behalve de magnetische kompascoers onder meer ook



zowel de afwijking (deviation) kan weergeven van de door de vlieger ingestelde radiaal naar of van het VOR/DME-baken (TO or FROM), als de afstand tot dat baken (DIST). Het vliegtuig kan zodoende exact een met de course (CRS) knop op het VHF navigation control panel (Figuur 2 op pagina 11, item 1) ingestelde course (koers over de grond) naar of van het baken volgen;

de course deviation bar van de HSI geeft aan hoeveel graden het vliegtuig afwijkt van de ingestelde radiaal, en naar welke kant de vlieger moet vliegen om op de ingestelde radiaal te komen ('follow the needle'). 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. Hij doet dat door met duim en wijsvinger het heading (HDG) knopje op het directional guidance control panel op de gewenste heading in te

stellen (Figuur 2 op pagina 11, item 3). De vlieger moet ook zelf voor een opstuurhoek zorgdragen door de ingestelde heading met de heading knop wat groter of kleiner te maken; hierover meer in § 3.2 hieronder.

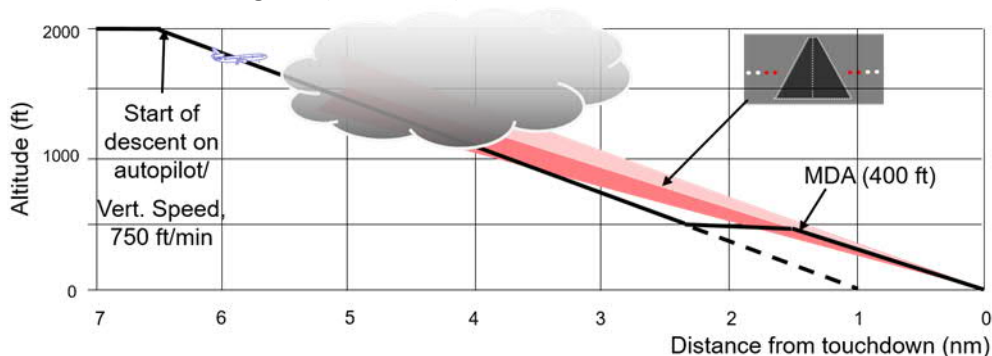
De HSI die hierboven is afgebeeld geeft aan dat het vliegtuig de heading naar rechts moet verleggen om de ingestelde radiaal te onderscheppen. Daarvoor moet de heading $111 + 30 = 140^\circ$ worden, totdat de course deviation bar in het midden staat. Met de course deviation bar in het midden is de hoek tussen de magnetic heading en de selected VOR radial de drifthoek (opstuurhoek) door de dwarswind. De HSI, mits goed ingesteld, geeft dus ook een duidelijke indicatie van de dwarswind.

- 2.5.3. Doordat de VOR/DME 240 m ten zuiden van, en bijna halverwege de landingsbaan staat is de naderingsradiaal van 111° zodanig gekozen dat deze de verlengde middenlijn van de landingsbaan op 1 nm voor de baan kruist (Figuur 1 op pagina 9). Op dat punt moet de vlieger tijdens de nadering de course 5° naar links verleggen om op de verlengde middenlijn van de baan (richting 106°) terecht te komen en te blijven, en midden op de baan te landen (Figuur 1 op pagina 9). Ook dan blijft opsturen tegen de dwarswind nodig.

Zodra de landingsbaan in zicht is, kan de nadering ook 'op zicht' verder gaan, in plaats van met gebruikmaking van de HSI.

2.6. Verticale geleiding

- 2.6.1. Voor de verticale geleiding was op het vliegveld van Faro een Precise Approach Path Indicator (PAPI) systeem aan weerszijden van de landingsbaan geplaatst. De vier lampen van een PAPI geven het gewenste glijpad aan ($\approx 3^\circ$) maar zijn vaak niet van afstanden groter dan 6 nm te onderscheiden, of zijn nog niet zichtbaar door een laaghangend wolkendek. Mede daarom schrijft het AOM (3.3.5 - 08) van de Martinair DC-10 voor dat bij non-precision approaches (VOR/DME) het eerste deel van de daling vanaf 2000 ft, te beginnen op 6,5 nm afstand, moet worden uitgevoerd met de autopilot in de vertical speed command mode (Figuur 2 op pagina 11, item 4). Bij het inzetten van de daling wordt op het pitch guidance control panel van de autopilot (Figuur 2, item 4) een vaste vertical speed (ook rate of descent genoemd) ingesteld die afhankelijk is van de tegenwind (van de grondsnelheid), maar meestal 750 ft/min is (for "Intercepting a 3° visual glide path" – AOM 3.3.5 – 09). Deze vertical speed is zodanig gekozen dat het vliegtuig, als de autopilot zou blijven ingeschakeld, op een punt vóór de landingsbaan uitkomt, zoals is aangegeven Figuur 3 hieronder. Vanaf uiterlijk 500 ft hoogte moet de nadering in de Control Wheel Steering (CWS) mode worden voortgezet (zie § 2.3.2).



Figuur 3. VOR/DME nadering voor 125 kt grondsnelheid. Initieel, een verticale snelheid van 750 ft/min was ingesteld op de Autopilot. Toen PAPI zichtbaar werd, vanaf ca. 500 ft op de hand met autopilot in CWS mode.

- 2.6.2. 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 (Figuur 3 hierboven).

Indien de autothrottle is ingeschakeld, wat standaard het geval is, dan zorgt dit systeem ervoor dat de vliegsnelheid tijdens de daling op de ingestelde waarde blijft door gas bij te geven of terug te nemen. Zoals hierboven in § 2.3.3 is uitgelegd verhoogt het ATS tijdens gusts of turbulentie automatisch de vliegsnelheid met 5 kt, wat uiteraard ook invloed heeft op de door de vleugels gegenereerde lift en daardoor op de daalsnelheid, waardoor ook het glijpad verandert. De autopilot verandert vervolgens de pitchhoek om de daalsnelheid op de ingestelde waarde te houden. De neus van het vliegtuig beweegt dus wat op en neer met de ATS-inputs naar aanleiding van de gusts/turbulentie (Bijlage 1). Dit is dus niet een teken van instabiliteit, maar het gevolg van de ingebouwde automatische bescherming tegen nadelige effecten van gusts.

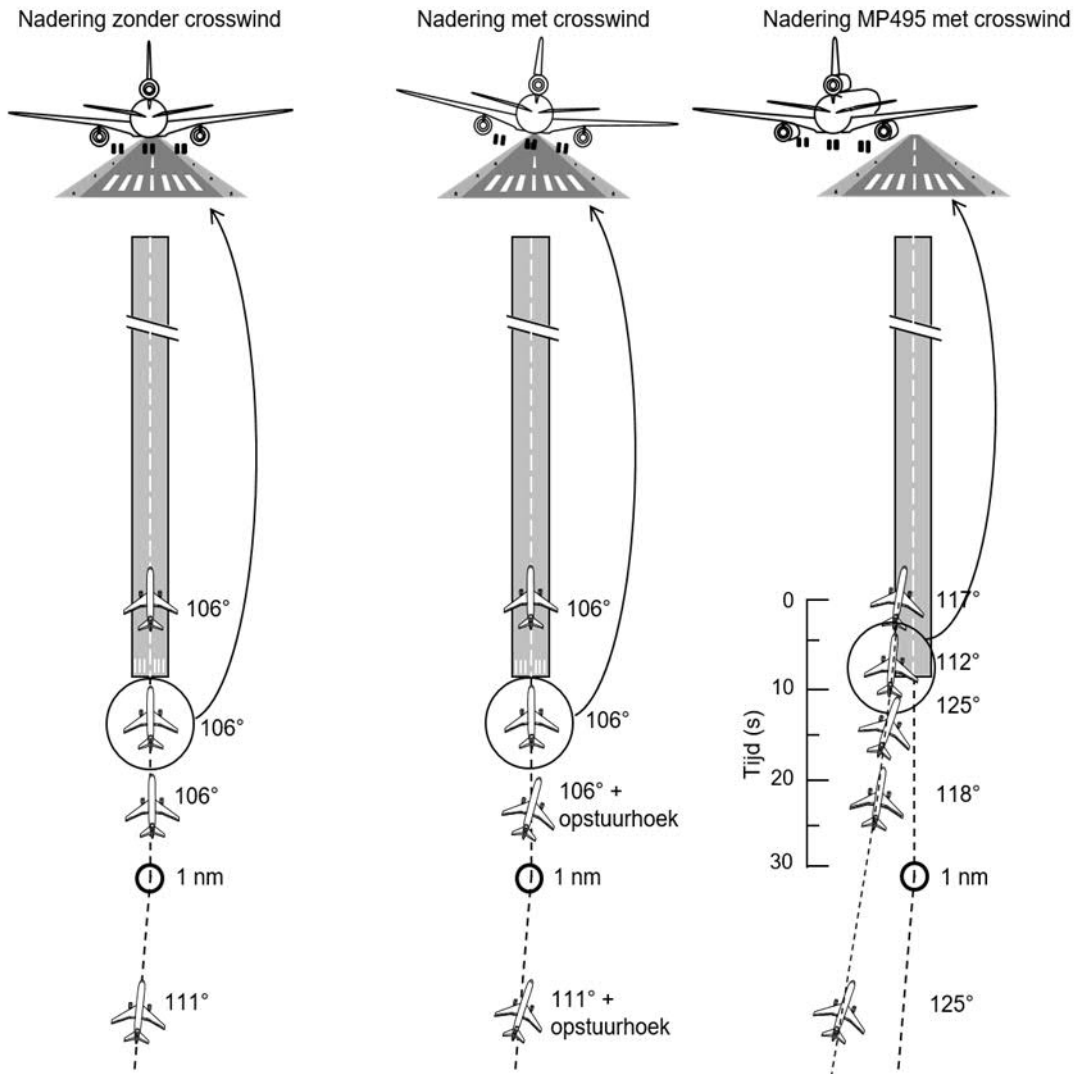
- 2.6.3. Het eerste deel van een VOR/DME-nadering (met autopilot in de vertical speed command mode) verloopt dus altijd wat steiler dan het tweede deel (m.b.v. de PAPI), waardoor het bij de overgang van de vertical speed mode naar CWS of handbesturing op of boven 500 ft noodzakelijk kan zijn even rechtuit 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, is normaal tijdens een non-precision approach.

- 2.6.4. 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 mee-stuurde 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.

3. Een 'short final' op Faro

In Figuur 4 hieronder zijn drie situaties geschetst; links een nadering op Faro zonder dwarswind, in het midden een nadering volgens het boekje met dwarswind en rechts de nadering zoals door MP495 werd gevlogen zoals gedocumenteerd in verkeersleidingsradar-data (Figuur 1 op pagina 9) en in onderstaande analyse. De drie worden ter informatie toegelicht.



Figuur 4. Nadering zonder en met dwarswind, en van MP495 op Faro (niet op schaal). Naast de vliegtuigen is de magnetic heading weergegeven.

3.1. Nadering en landing zonder dwarswind

3.1.1. Indien er geen dwarswindcomponent is, dan is de heading van het vliegtuig tijdens de nadering over de 111° naderingsradiaal van Faro ook 111° (Figuur 4 links; zie ook Figuur 1 op pagina 9). Op 1 nm voor de baan is een 5° course correctie naar links nodig om op de verlengde middenlijn van de landingsbaan uit te komen (§ 2.5.3). Deze correctie is nodig omdat het VOR-baken naast de landingsbaan staat. Daarna wijst de neus van het vliegtuig naar het midden van de landingsbaan en kan de landing zonder verdere richtings- en rolcorrecties plaatsvinden.

3.2. Nadering en landing met dwarswind

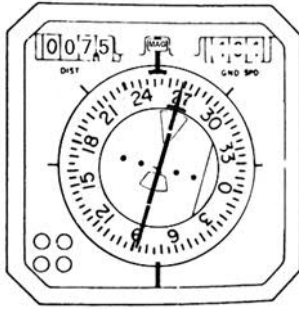
- 3.2.1. Om tijdens de nadering op de 111° naderingsradiaal en daarna midden voor de baan te blijven als er een dwarswind is, is een opstuurhoek nodig om het verlijeren weg van die naderingsradiaal te voorkomen. Dit is in Figuur 4 midden getekend. De opstuurhoek is afhankelijk van de grootte van de dwarswindcomponent. Om een indruk te geven: bij een (90°) dwarswind component van 15 kt en een vliegsnelheid van 139 kt is de opstuurhoek 6° ($\sin^{-1}(15/139)$); bij een dwarswind component van 30 kt, wat de maximum toegestane dwarswind component van een DC-10 op een droge baan is (AOM § 3.7.1 – 06), is de opstuurhoek 12° . Ook bij dwarswind is op 1 nm voor de baan een kleine course correctie van 5° nodig om van de naderingsradiaal op de verlengde middenlijn van de landingsbaan te komen. Daarna is nog steeds een opstuurhoek nodig om, onder invloed van de dwarswind, op de verlengde middenlijn van de baan te blijven.
- 3.2.2. Kort voor, of net boven de baan en dus op lage hoogte moet de langsas van het vliegtuig in lijn met de middenlijn van de baan worden gebracht om een traverserende landing en daarmee grote zijwaarts gerichte krachten op de landingsgestellen te voorkomen. Traverserend landen is met een DC-10 niet toegestaan. Met behulp van het richtingsstuur (voetenstuur) wordt de langsas van het vliegtuig in lijn met de landingsbaan gebracht, maar om het verlijeren door de dwarswind te voorkomen moet tegelijkertijd tevens een kleine rolhoek worden aangerold tegen de dwarswind. Op deze wijze kan het vliegtuig toch boven de (verlengde) middenlijn van de landingsbaan blijven vliegen, maar hangt een beetje schuin. Deze landingstechniek is niet moeilijk, maar voor het landen met grote dwarswind is wel enige vaardigheid vereist. De copiloot had ervaring met landingen met dwarswind component tot 15 kt, zo blijkt uit een archiefstuk. Bij de voor de maximum dwarswind benodigde rolhoek raken vleugeldelen of motor-gondel nog net niet de grond bij de laagste landingssnelheid.

3.3. Nadering en landing MP495 met dwarswind

- 3.3.1. In Figuur 3 rechts (pagina 14) is het laatste deel van de nadering van MP495 geschetst zoals die blijkt uit de data van de verkeersleidingsradar (RvO Annex 12). In de analyse in § 5 hieronder wordt deze nadering bevestigd na grondige analyse van de gevlogene heading, de stuurinputs en de vliegtuigbewegingen.

4. Het begin van de eindnadering van vlucht MP495

- 4.1.1. De VOR/DME-nadering naar baan 11 (afgerond op twee cijfers van bearing 106° gedeeld door 10) van vliegveld Faro moest in opdracht van de verkeersleiding door MP495 worden gevlogen conform de gepubliceerde procedure (RvO Annex 12), die is geschetst in Figuur 1 op pagina 9. MP495 naderde het vliegveld vanuit het noorden en stuurde naar het VOR/DME-baken op het vliegveld. Een DC-10 is een Cat. D vliegtuig (snel en groot) dat na het passeren van het baken op 4000 ft hoogte een true course (koers over de grond) van 269° vanaf het baken moet vliegen om op 8 nm en 2000 ft hoogte een rechterbocht te maken en op de naderingsradiaal 111° uit te komen. Uit de plot van de verkeersleidingsradar (Figuur 1) blijkt dat het volgen van de 269° radiaal vrij nauwkeurig gebeurde. Uit de DFDR-data bleek dat de heading van het vliegtuig dichtbij het 8 nm punt 252° was, waaruit volgt dat er bij de vliegsnelheid van 170 kt op dat punt een behoorlijke ($269^\circ - 252^\circ = 17^\circ$) opstuurhoek nodig was om te



compenseren voor de dwarswindcomponent, die daarom op die positie ca. 50 kt moet zijn geweest ($170 \cdot \sin 17^\circ$). Een harde wind, waarvan de vliegers op de hoogte moeten zijn geweest, want zij moesten de benodigde heading (252°) met de hand instellen op het bedieningspaneel van de autopilot, in plaats van de outbound radiaal van 269° (zie § 2.5.2). De wind op 8 nm afstand van het vliegveld was sterk, vermoedelijk omdat er daar in de buurt een zware onweersbui was gerapporteerd. De indicaties op de hier ingevoegde HSI-afbeelding komen overeen met de

DFDR-data op dat punt. De opstuurhoek, de drift angle, is duidelijk te zien.

- 4.1.2. Op het 8 nm punt (Figuur 1 op pagina 9) moet het Course (CRS) knopje op het VOR-paneel (Figuur 2 op pagina 11, item 1) naar rechts worden gedraaid van 269° naar de naderingsradiaal 111° . De captain bood deze instelling aan, maar de copiloot, de pilot flying van deze nadering die ook de heading knop bediende (Figuur 2, item 3), 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. Het op deze wijze onderscheppen van een VOR-radiaal is weliswaar standaardprocedure tijdens en-route navigatie, maar niet tijdens een VOR/DME-nadering wanneer er bovendien een harde wind uit het zuiden waait waardoor de bochtstraal groter zou worden dan normaal, waarmee de copiloot dus geen rekening hield.

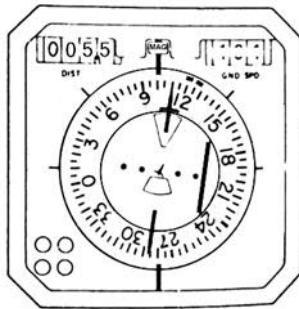
In Figuur 1 op pagina 9 is te zien dat het vliegtuig, ondanks de forse zuidenwind, weliswaar exact op heading 080° uitkwam, maar dat de correctie naar de 111° naderingsradiaal veel te laat werd ingezet. De copiloot wijzigde namelijk niet tijdig de heading in de autopilot om op de 111° naderingsradiaal uit te komen waardoor hij door de harde wind werd weggezet en veel verder dan de naderingsradiaal vloog en bovendien daarnaar niet terugkeerde, ondanks dat de captain een heading van 123° adviseerde, die even later te klein zou blijken. In dezelfde zin zei de captain ook "*wind is coming from the right, 30 kt, drift 12 degrees*". De wind op dat punt, 6 nm voor de baan, was dus hoger dan de limieten voor zowel een flooded als een wet runway, 5 kt resp. 15 kt. De verkeersleiding had al aan MP495 medegedeeld dat de baan 'flooded' was.

Uit de verkeersleidingsradar-data in Figuur 1 op pagina 9 en uit de in § 5 hieronder uitgevoerde analyse van heading data blijkt dat er geen correctie naar de 111° naderingsradiaal werd uitgevoerd, terwijl dat wel verplicht is voor een zgn. gestabiliseerde nadering (BIM 3.4.4 – 06 en AOM 3.3.5 – 11); de hoek tussen vliegtuigpositie en naderingsradiaal op 500 ft hoogte mag maximaal 2° (1 dot) zijn; bij MP495 werd die hoek zelfs 6° , wat de deviation bar van een HSI zelfs niet kan aangeven, deze wijzer staat dan helemaal aan de zijkant. Zie bij wijze van voorbeeld de figuur in de volgende paragraaf.

- 4.1.3. Indien er een dwarswind is, dan moet de vlieger opsturen tegen de wind om de ingestelde course te kunnen blijven volgen. Bij een dwarswind van rechts is de heading tijdens de nadering naar baan 11 op Faro dus groter dan de grondkoers (course) van naderingsradiaal 111° . Het vliegtuig nadert de baan dus scheef vliegend; de neus wijst niet naar de baan maar, in dit geval van een zuidenwind, iets naar rechts; de VOR-wijzer staat dan iets naar links, en geeft de opstuurhoek aan.

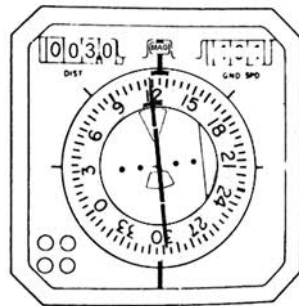
In § 3 werden naderingen en landingen zonder en met dwarswind beknopt uitgelegd.

- 4.1.4. Op 7 nm afstand van het VOR/DME-baken moest het vliegtuig niet alleen op de naderingsradiaal vliegen, maar ook voor de landing zijn geconfigureerd, wat inhoudt dat het landingsgestel neer is (op 9 nm), de flaps en de slats uitgeschoven zijn (op 8 nm), en de vliegsnelheid de voorgeschreven naderingssnelheid is (§ 2.3.3 hierboven en AOM 3.3.5



– 06). Uit het CVR-transcript (RvO Annex 5) blijkt dat het vliegtuig te laat werd geconfigureerd voor de landing. Op 7,5 nm wordt de vertical speed alvast ingesteld op de autopilot zodat de daling vanaf 7 nm daadwerkelijk begint. De daling van MP495 wordt in § 5 hieronder verder toegelicht. Op 5,5 nm kan de HSI eruit hebben gezien zoals in nevenstaande afbeelding is getekend. De op de autopilot ingestelde heading is 125°, de ingestelde naderingsradiaal 111° en de heading van het vliegtuig is op dit moment nog 100°. De course deviation bar staat geheel rechts om aan te geven dat het vliegtuig naar rechts gestuurd moet worden (naar $111^\circ + 30^\circ = 141^\circ$) om de ingestelde 111° naderingsradiaal onder een hoek van 30° te onderscheppen. Dit gebeurde niet.

- 4.1.5. De vlieger kan niet alleen de voorgeschreven naderingsradiaal instellen op het VHF



NAV Control Panel (Figuur 2 op pagina 11, item 1), 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.

- 4.1.6. In § 2.3.3 is de naderingssnelheid uitgelegd, en werd geconcludeerd dat de op de autothrottle ingestelde naderingssnelheid van 139 kt te laag was volgens het AOM en 144 kt had moeten zijn.

4.1.7. Subconclusies

4.1.7.1. De opstuurhoek nabij het 8 nm punt aan het begin van de laatste bocht voor de landing (Figuur 1) was 17° en wees op een zeer harde zuidenwind (§ 4.1.1). Op 6 nm zei de captain "*wind is coming from the right, 30 kt, drift 12 degrees*" die hij afgelezen moet hebben van het display van de navigatiecomputer (§ 4.1.2). De bemanning was dus op de hoogte van de harde wind bij het begin van de eindnadering.

4.1.7.2. Uit RvO Annex 12 (Figuur 1 op pagina 9) blijkt dat MP495 niet op de voorgeschreven naderingsradiaal uitkwam en daarnaar niet terugkeerde (§ 4.1.2). Deze conclusie is met een wind/heading analyse bevestigd (§ 5.6).

4.1.7.3. Uit het CVR-transcript in RvO Annex 5 blijkt dat het vliegtuig niet tijdig gereedgemaakt, geconfigureerd, was voor de nadering en landing.

4.1.7.4. De door de vliegers op het autothrottle-systeem ingestelde naderingssnelheid was 5 kt te laag, wat niet in overeenstemming was met de voorschriften, waardoor de veiligheidsmarge kleiner was en wat ook gevolgen had voor de manoeuvreerbaarheid. De naderingssnelheid had 144 kt moeten zijn (§ 2.4.2).

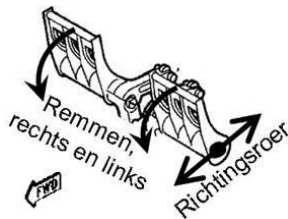
5. Analyse van de laatste 80 seconden van vlucht MP495

5.1. Analyse door eliminatie

- 5.1.1. Het beginpunt van de gedetailleerde analyse is 80 s voor de landing, omdat de door de NTSB geleverde DFDR-data vanaf dat moment in grafieken is weergegeven. De grafieken van de AIDS beginnen al op 110 s voor de landing. De hoogte, de stuurinputs, de bewegingen van de roeren, de versnellingen (g) en de stand van het vliegtuig in de drie assen zijn met het toerental van de motoren in detail gedocumenteerd in de DFDR en AIDS-data in het RvO Annex 15 resp. 9. Een vijftal grafieken uit deze annexen van het RvO zijn opgenomen in Bijlagen 1 tot 5.
- 5.1.2. De bijlagen zijn voorzien van een tijdlijn met seconden voor de landing waarnaar wordt verwezen in de paragrafen hieronder. Waar zinvol worden getallen gebruikt, zoals bv. ① of (22), om het besproken punt in de betreffende bijlage aan te geven. Op de DFDR worden niet de exacte (laterale) posities van het vliegtuig geregistreerd gedurende de nadering, evenmin op de AIDS, althans dergelijke positie data was niet beschikbaar. Daardoor kon voor de exacte positiebepaling alleen de verkeersleiding-radarplot (Figuur 1 op pagina 9) worden gebruikt, waarin de door het vliegtuig gevolgde baan tijdens de nadering is weergegeven. Voor wat betreft deze radar-data moet worden vermeld dat deze wellicht minder nauwkeurig is dan verwacht. Volgens het RvO staat de verkeersleidingsradar bij Lissabon, waarvan de afstand tot Faro ca. 108 nm is. De horizon van deze radar boven Faro zou dan $1.23 \cdot \sqrt{\text{hoogte}}$ wortel uit de hoogte in feet zijn, oftewel 7700 ft, als gevolg van de kromming van de aarde. De laatste 80 s vloog MP495 uiteraard onder deze radar horizon. Hierdoor, en gezien de in § 2.1.2 reeds genoemde twijfels aan de juistheid van deze verkeersleiding-radar data, en de mening van andere experts dat het vliegtuig wel op de 111° radiaal naderde en boven de verlengde middenlijn van de landingsbaan vloog, is het zinvol niet de radar data te gebruiken, maar de gevolgde route middels eliminatie van mogelijkheden te onderzoeken met gebruikmaking van de hierboven genoemde objectieve en relevante DFDR- en AIDS-data en het verband ertussen nauwkeurig te analyseren en te beschrijven. Deze analyse is hieronder uitgebreid beschreven.

5.2. Vanaf 80 seconden voor de landing

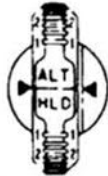
- 5.2.1. Op 80 s voor de landing was de hoogte ca. 950 ft (Bijlage 1). De autopilot was, sinds de daling op 2000 ft begon, ingesteld op een daalsnelheid van ca. 750 ft/min (§ 2.6.1); de autothrottle regelde de motoren om de ingestelde vliegsnelheid (139 kt) te handhaven (§ 2.3.3). Uit AIDS-data (Bijlage 3 ①) blijkt dat de copiloot bijna voortdurend met zijn rechtersen het rechter rempedaal indrukte, tot 6%. Dit is niet gebruikelijk; de hakken horen tijdens de vlucht op de vloer te rusten zodat alleen het richtingsroer wordt bediend. Het bedienen van het richtingsroer tijdens de vlucht



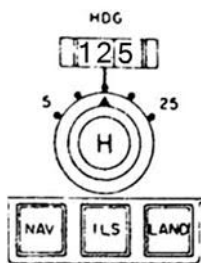
in een DC-10 niet nodig want de gierdemper zorgt voor stabiliteit en uitslag van de richtingsroeren voor het tegengaan van verstoringen rond de top-as bij ongewenst gieren. Een rempedaal in een DC-10 mag pas worden ingedrukt na de landing, nadat het neuslandingsgestel stevig baancontact heeft (AOM 3.3.5 – 15). De copiloot hield in ieder geval zijn rechervoet op dat moment dus al niet juist op de richtingsstuur- en rempedalen en bediende het rechter rempedaal gedurende de rest van de vlucht en de landing met wisselende druk tot wel 90% en moet de remmen al hebben geactiveerd tijdens touchdown, omdat het verplaatsen van de voet op een pedaal tijdens een landing met dwarswind niet mogelijk is. Het te vroeg bedienen van het rempedaal zou na

de landing leiden tot remmen voordat het neuswiel op de baan is, en bijdragen aan de breuk in het rechter landingsgestel (§ 5.14.2).

- 5.2.2. Ook blijkt uit de AIDS-hoogtestuurkracht-grafiek in Bijlage 4 (1), dat de copiloot op dat moment ook al enige tijd een duwkracht tot $1,5 \text{ kg}^1$ uitoefende op het hoogtestuur (de stuurkolom), in feite tegen de autopilot in die was ingeschakeld om de daling van het vliegtuig te regelen. Een beetje druk is normaal, omdat het stuur losjes wordt vastgehouden ook als de autopilot de besturing regelt; het rol- en het hoogtestuur bewegen namelijk mee met de roeruitslagen die de autopilot genereert bij wijze van terugkoppeling naar de vlieger (tactile feedback, zie § 2.6.1).



Als de copiloot de daling had willen veranderen, dan had hij dat met de daartoe op het pitch guidance control panel aanwezige vertical speed wheel moeten doen (Figuur 2 op pagina 11, item 4 en nevenstaande afbeelding). Door steeds te duwen en te trekken ontregelde hij de autopilot en veroorzaakte onnodige op en neergaande vliegtuigbewegingen, want de autopilot probeert de ingestelde daalsnelheid aan te houden. Bovendien reageert het ATS direct op de bewegingen van het hoogteroer door het motortoerental aan te passen, wat weer tot snelheidsvariaties leidt en tot verandering van het glijpad (§ 2.3.3).



Op 65 s bv. (Bijlage 4 (2)) is te zien dat de autopilot tegenstuurde; de bewegingen werden feller omdat de turbulentie begon. Vanaf 110 s voor de landing, zo blijkt uit AIDS-data (Bijlage 5 (1)), zat de copiloot ook al tegen het rolstuur in te duwen eerst naar links, vanaf 80 s ook iets naar rechts. Deze stuurinputs waren ook niet nodig, zelfs ongewenst aangezien de autopilot ook de rolbesturing en daarmee de richting van het vliegtuig regelde. Indien de autopilot is ingeschakeld in de command mode, dan behoort de vlieger heading wijzigingen met de heading control knob (H, Figuur 2 op pagina 11, item 3 en nevenstaande afbeelding) van de autopilot in te stellen en niet via het rolstuur. Ook de ongewenste rolstuurbediening veroorzaakte onrust die leidde tot een onjuiste indruk van onstabiliteit.

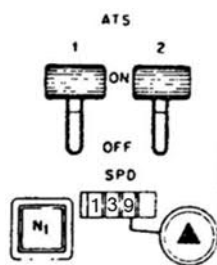
5.2.3. Subconclusies

5.2.3.1. De blijkbaar nog niet zo ervaren copiloot zat tijdens de nadering onnodig niet alleen met de rol- en hoogtesturen tegen de autopilot in te duwen, waardoor onnodige variaties in de vliegbaan en motortoerentalen ontstonden, maar ook tegen het rechter rempedaal. Zijn rechervoet was niet juist op het pedaal geplaatst.

5.2.3.2. De copiloot bleek niet voldoende bedreven in de omgang met de autopilot, de richtingsbesturing bij dwarswind en de remsystemen van de DC-10.

5.3. Vanaf 70 seconden voor de landing

- 5.3.1. Op 70 s voor de landing begon lichte turbulentie (naar ICAO-norm, $\leq 0,5 \text{ g}$; Bijlage 1 (1)). Opnieuw duwde de copiloot tegen het hoogtestuur (Bijlage 4 (2)) waardoor de neus in 8 s circa 4° naar beneden ging tot een pitchhoek van 0° (Bijlage 1 (4)). Hierdoor nam de vliegsnelheid toe (tot 150 kt; Bijlage 1 (2)) en ook de daalsnelheid (hoogtegrafiek in Bijlage 4 (3)). De autothrottle reageerde onmiddellijk op de hoogtestuur-input (§ 2.3.3) en op de verhoogde snelheid door het toerental van de motoren te reduceren (Bijlage 1 (3)) en

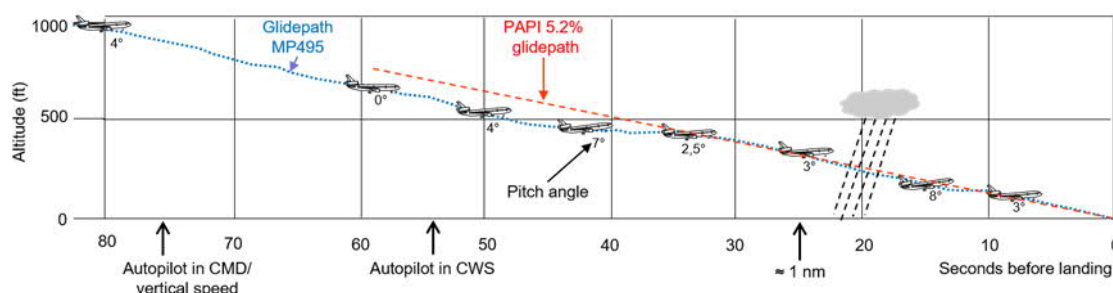


¹ Krachten worden normaal uitgedrukt in Newton, maar in de AIDS grafieken in kg.

daarmee te voorkomen dat de vliegsnelheid te veel zou toenemen boven de op het ATS-panel ingestelde waarde (139 kt) plus de eventuele 5 kt increment vanwege de onset van lichte turbulentie boven de ingebouwde drempel (§ 2.4.3).

5.4. Vanaf 60 seconden voor de landing

- 5.4.1. **Op 60 s**, nog voordat de command mode van de autopilot werd uitgeschakeld en CWS ingeschakeld, begon de copiloot opnieuw onterecht aan het hoogtestuur te trekken (Bijlage 4 (4) en Figuur 5 hieronder) waardoor de pitch hoek ca. 8 s lang op 0° bleef (Bijlage 1 (4)) en de snelheid weer afnam tot de ingestelde 139 kt (Bijlage 1 (5)). De autothrottle reageerde op de afname van de snelheid en op de turbulentie door het toerental van de motoren weer te laten toenemen (Bijlage 1 (6)). De snelheid begon weer toe te nemen (Bijlage 1 (7)), waarna het toerental van de motoren weer afnam toen 144 kt werd bereikt, zijnde de ingestelde naderingssnelheid van 139 kt plus de automatische toevoeging door de autothrottle van 5 kt bij turbulentie (§ 2.4.3).



Figuur 5. Verticaal profiel nadering MP495, initieel Vertical Speed mode autopilot, daarna CWS. Zie DFDR data in Bijlage 1.

5.5. Vanaf 54 seconden voor de landing

- 5.5.1. **Op 54 s**, op een hoogte van ca. 550 ft werd de Vertical Speed Command mode van de autopilot uitgeschakeld en werd verder gevlogen op de hand maar met ondersteuning van de autopilot op CWS, geheel overeenkomstig de voorschriften. Het vliegtuig was op dat moment gedaald onder de door de PAPI aangegeven daalhoek van 5,2% ($\approx 3^\circ$), zoals uit DFDR-data in Figuur 5 blijkt, en wat ook normaal is; zie ook Figuur 3 op pagina 14. Indien de baan en/of de PAPI-lampen niet vanaf grotere afstand zichtbaar en te onderscheiden zijn, door bv. laaghangende bewolking of door neerslag, dan blijft de autopilot de daling op de ingestelde constante daalsnelheid aanhouden totdat de vlieger de besturing overneemt en een glijpad correctie uitvoert door een stukje horizontaal te vliegen om het PAPI glidepath te onderscheppen, waarop twee rode en twee witte PAPI-lampen zichtbaar zijn (§ 2.6.1 en Figuur 3). Op 400 ft, de Minimum Decision Altitude (MDA), moeten de vliegers de landingsbaan zien en de PAPI al volgen, anders is een doorstart, een go-around vereist. De copiloot was, wat het glijpad betreft, dus net op tijd.
- 5.5.2. Als gevolg van de hoogtestuur-input ging de neus van het vliegtuig vanaf 52 s iets omhoog, in 10 s van 0° naar ca. 6°, met een kleine variatie (Bijlage 1 (8) en Figuur 5). Op dat moment zag de copiloot blijkbaar meer rode dan witte lampen van de PAPI en realiseerde zich dat hij iets onder het PAPI-glijpad vloog (Figuur 3 op pagina 14 en Figuur 5). Het vliegtuig vloog vervolgens ca. 12 s lang op bijna gelijkblijvende hoogte (Bijlage 1 (9), en Bijlage 4 (5)) om het PAPI-glijpad te onderscheppen. Dat gebeurde op 37 s waarna de neus van het vliegtuig naar beneden werd gedrukt tot een pitchhoek van

2,5° (Bijlage 1 ⑩). De copiloot zegt even later zelfs "PAPI hè" (CVR-transcript) als 'excuus' voor het even aanhouden van dezelfde hoogte.

Tot dit moment is dit een normale procedure; niets mis mee. Deze 'manoeuvre' is het gevolg van de overgang van een 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; een volstrekt normale gang van zaken bij een VOR/DME-approach, en zelfs de enige optie voor een nadering naar de landingsbaan van Faro (zie ook § 2.6.1 hierboven). Even rechtuit vliegen om de PAPI te onderscheppen is dus standaardprocedure, en is beslist niet het gevolg van externe weersinvloeden of zelfs windshear, up- of downdrafts. Deze manoeuvre werd door het NLR uitgelegd als het doorkruisen van een gebied met downdraft gevolgd door een updraft, wat niet werd tegengesproken door de RVDL. Dat er helemaal geen down- en updrafts waren blijkt uit de objectieve en feitelijke DFDR-data van de verticale g (geen verandering in de al bestaande lichte turbulentie, zie Bijlage 1 ⑪), uit de zijwaartse g (Bijlage 1 ⑫) en uit de vliegsnelheid (geen toe- of afnames door plotselinge windverandering, alleen regelmatig door veranderende pitch hoek en door de automatische 5 kt additive van het ATS bij turbulentie, zie Bijlage 1 ⑦). Er waren dus geen up- en downdrafts – geen objectief bewijs.

- 5.5.3. **Subconclusie.** 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.

Deze stukje rechtuit vliegen duidt niet op up- en downdrafts, zoals door het Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium (NLR) en door de RVDL gesteld. 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 op Faro, 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 down drafts kunnen dus niet worden bevestigd na analyse van objectieve DFDR-data en AOM-naderingsprocedures.

5.6. Vanaf 49 seconden voor de landing, passeren 500 ft

- 5.6.1. **Op 49 s** werd 500 ft hoogte gepasseerd. AOM 3.3.5 – 08 schrijft voor dat op 100 ft voor het bereiken van de MDA de pilot flying, tijdens deze vlucht de captain, de call "*Approaching Minimums*" moet geven; de copiloot had moeten bevestigen met "*checked*" waarna de captain moet zeggen: "*contact*", "*approach lights*" of "*runway*". Deze 'calls' staan niet in het transcript van de CVR. Zelfs de verkeersleiding moest tweemaal vragen of ze de 'runway lights in sight' hadden.

BIM 3.4.4 – 05 schrijft voor: "*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*". AOM 3.3.5 – 08 schrijft voor dat de pilot-not-flying, in dit geval de captain, deze call had moeten geven waarop de pilot flying, hier de copiloot, "*cleared*" of "*not cleared*" had moeten zeggen, en de captain zowel als de flight engineer vervolgens "*checked*". Ook deze voor de veiligheid verplichte 500 ft calls werden vergeten.

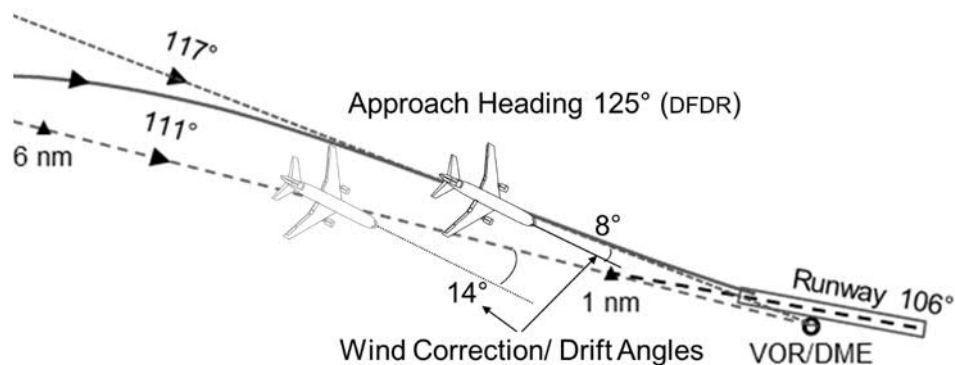
Aangezien de hoogte van beide calls op Faro gelijk was, had de 500 ft call eerder moeten worden gegeven; de 500 ft call is volgens het AOM 3.3.5 – 08 geen 'precision call', 'approaching minimums' is dat wel. De boordwerktuigkundige merkte de fout op en zei nog wel "*you missed the 500*", maar de vliegers reageerden niet. De captain herinnerde de copiloot 3 s later aan de procedure door maar te zeggen "*cleared hè*",

waarop de copiloot zei: "ja, ja check cleared".

Op de MDA (400 ft) had de copiloot, als pilot flying, het besluit moeten nemen om te landen of een go-around uit te voeren en zijn besluit middels de call "Landing" of "Go-around" aan de andere bemanningsleden mede te delen; ook deze call werd niet gegeven. De flight engineer vergat later de "fifty" call te geven, op 50 ft hoogte, de hoogte waarop normaal het afvangen begint en de gashendels langzaam mogen worden dichtgetrokken (AOM 3.3.5 – 08).

De cockpitbemanning hield zich dus niet aan de in het AOM en BIM voorgeschreven 'crew coordination procedures' en aan de opdracht van de verkeersleider. De oorzaak zou de angstige spanning kunnen zijn die zich van hen meester maakte of het midden van de baan wel zou worden gehaald of net niet. Zij naderden namelijk niet recht voor de baan, maar van de zijkant zoals duidelijk wordt tegen het eind van deze analyse.

- 5.6.2. **Op 500 ft** had het vliegtuig binnen 2° van de 111° naderingsradiaal moeten vliegen om de nadering te mogen doorzetten; volgens BIM 3.4.4 – 06 wordt dit als essentieel beschouwd; zie ook RvO ref. B § 2.2.3. De laterale afwijking was veel groter (Figuur 1 op pagina 9), dus om deze reden had een doorstart moeten worden geïnitieerd; de procedures in BIM 3.4.4 – 06 laten hierover, en over de vereiste "basic stability of speed and thrust" geen twijfel bestaan: "On short or wet runways such factors become of paramount importance. It is therefore strongly recommended that no landing be attempted if the desired stabilization has not yet been achieved when passing 500 ft above threshold elevation". Approach stability wordt in dezelfde BIM paragraaf als volgt uitgelegd: "Early stabilization on the final approach path with respect to glide path and centre line [$<2^\circ$, RvO § 2.2.3] is considered essential. At not less than 500 ft above threshold elevation this flight path stabilization must also be accompanied by a basic stability of speed and thrust, thus ensuring that any disturbing influences or deviations in the latter stage of the approach can be readily recognized and rapidly corrected".
- 5.6.3. De DFDR heading data (Bijlage 1) laten zien dat de 125° heading van het vliegtuig niet veranderde gedurende de laatste 80 s van de nadering, afgezien van de veranderingen als gevolg van het gieren tijdens de richtingsstuur-inputs. Deze constante heading bij de vrijwel constante vliegsnelheid duidt er ook op dat de dwarswindcomponent tijdens de gehele nadering nagenoeg constant is geweest.
- 5.6.4. Tot 40 s voor de landing was de magnetische heading 125° , 14° ruimer dan de VOR-radiaal van 111° , zoals blijkt uit de DFDR-data (Bijlage 1 (13)), zie ook Figuur 6 hieronder. Een opstuurhoek van 14° op de naderingsradiaal 111° , wat een grondkoers (course) is, bij de naderingssnelheid van 139 kt is wel erg groot en duidt op een dwarswindcomponent van 34 kt ($139 \cdot \sin 14^\circ$), welke groter is dan de 30 kt dwarswindlimiet voor een landing met een DC-10 (AOM 3.7.1 – 06) op een droge baan, zie ook § 3.2.1.



Figuur 6. Vergelijking approach heading 125° (DFDR-data) op approach radialen 111° en 117° met de bijbehorende drifthoeken.

Een ervaren vlieger kent bovendien het beeld van een nadering met dwarswind; een landingsbaan ligt nooit zo ver naar links in de 'voorruit'.

De captain zou toch beseft moeten hebben dat een opstuurhoek van 14° niet normaal was, en zelfs groter dan de 12° opstuurhoek bij de maximum toegestane dwarswindcomponent van een DC-10 met hetzelfde landingsgewicht op een droge baan (§ 3.2.1), en dus ook veel groter dan die op een wet (15 kt) of op een flooded (5 kt) baan. Het richtingsroer zou niet de 'control power' hebben om het vliegtuig op te lijnen voor de landing. Het vereiste max. is 15° (FAR/CS 25.147).

Bovendien was, zoals in § 4.1.3 toegelicht, de opstuurhoek afleesbaar van de Horizontal Situation Indicator, mits die goed was ingesteld.

De grote opstuurhoek van 14° tijdens de nadering (125° - 111°) had daarom al alarmbelletjes moeten laten rinkelen in de hoofden van de vliegers; het oplijnen zou niet mogelijk zijn. Bovendien zou de dwarswind veel te hard zijn voor een landing op een flooded (max. 5 kt dwarswindcomponent) en zelfs ook op een wet runway (max. 15 kt dwarswindcomponent – AOM 3.7.3 – 04); na de landing zou het vliegtuig van de baan raken ("runway excursion") doordat de frictie van het neuswiel op de baan niet toereikend zou zijn tegen het weerhaaneffect van de harde dwarswind op de grote staart bij afnemende taxi-snelheid.

De 111° naderingsradiaal lijkt onmogelijk te kunnen zijn gevolgd; de analyse gaat verder.

- 5.6.5. De grote 14° opstuurhoek uit de vorige paragraaf leidt tot de vraag of de true course van 117°, opgemeten uit de data van de grondradar (Figuur 1 op pagina 9), toch correct zou kunnen zijn en dat niet de 111° naderingsradiaal werd gevolgd. Deze vraag kan worden beantwoord door de benodigde opstuurhoeken (Wind Correction Angle – WCA) te berekenen voor beide courses, gebruikmakend van de door de verkeersleiding bij de landingsklaring gegeven wind (150°/20 kt) en van de wind die de captain van zijn navigatiecomputer aflas op 10 sec voor de landing (190°/ 20 kt). 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.

In onderstaande **Fout! Verwijzingsbron niet gevonden.** is de uitkomst van de berekeningen gegeven voor meerdere naderingsradialen (grond koersen); de berekeningen worden in de volgende paragrafen toegelicht.

Approach radial (True course)	Wind Correction Angle and Magnetic Heading (Airspeed 139 kt)				Comment
	Wind 150°/ 20 kt		Wind 190°/ 20 kt		
	WCA	Heading	WCA	Heading	
111°	5°	116°	8°	119°	No match to flown heading
114°	5°	119°	8°	122°	No match to flown heading
117°	4°	121°	8°	125°	Wind 190°/ 20 kt matches exactly
106°	6°	112°	8°	114°	For info, 106° is runway bearing

Tabel 2. Berekende opstuurhoeken (WCA) van drie naderingsradialen (all bearings magnetic).

- 5.6.6. Op de voorgeschreven 111° naderingsradiaal, bij een vliegsnelheid van 139 kt en met de door de verkeersleiding aan MP495 medegedeelde wind van $150^\circ/20$ kt, is een opstuurhoek (WCA) van 5° nodig. De magnetische heading had dan $111^\circ + 5^\circ = 116^\circ$ moeten zijn. Bij een wind van $190^\circ/20$ kt zou de opstuurhoek 8° zijn geweest, en de heading $111^\circ + 8^\circ = 119^\circ$. Deze twee headings komen niet overeen met de werkelijk gevlogen heading van 125° (DFDR-data) die blijkbaar nodig was om bij het vliegveld te komen.
- 5.6.7. Op de 117° radiaal, bij een vliegsnelheid van 139 kt en dezelfde winden, zijn de benodigde opstuurhoeken 4° resp. 8° , en de bijbehorende headings $117^\circ + 4^\circ = 121^\circ$ resp. $117^\circ + 8^\circ = 125^\circ$. Deze laatste heading is exact gelijk aan de heading die het vliegtuig volgens de objectieve DFDR heading data tijdens de nadering vloog (Bijlage 1 (13)), zie ook Figuur 6 hierboven.
Ook de berekende headings op de tussenliggende 114° radiaal komen niet overeen met de gevlogen 125° .
De wind was gedurende de laatste 80 s van de nadering dus vrijwel zeker steeds $190^\circ/20$ kt, zoals de captain 10 s voor de landing uit de navigatiecomputer aflas.
- 5.6.8. Deze analyse maakt duidelijk dat het vliegtuig de 111° radiaal niet gevolgd kan hebben maar vanaf de te ruime bocht op 7 nm een rechtstreekse radiaal (117°), ten noorden van de 111° radiaal, naar de VOR/ DME vloog, zoals de verkeersleidingsradar-data aangaven (Figuur 1 op pagina 9). De copiloot stuurde het vliegtuig niet terug naar de voorgeschreven 111° naderingsradiaal, zoals ook blijkt uit de DFDR data dump, en werd daartoe ook niet aangespoord door de captain, die nota bene instructeur was, zo blijkt uit het CVR-transcript.
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).
- 5.6.9. **Subconclusies**
- 5.6.9.1. De voor de veiligheid van de nadering vereiste 'calls' op vlieghoogtes 500 ft en 50 ft werden niet gegeven door de captain en de flight engineer, en ook niet door de pilot-flying, de copiloot. Ook andere procedurele en voor de veiligheid bedoelde 'calls' werden niet gegeven. De cockpitbemanning hield zich niet aan de voorgeschreven 'crew coordination procedures' in het AOM.
- 5.6.9.2. Uit de verkeersleidingsradar-data in het Rapport van Ongeval (RvO), Annex 12 (Figuur 1 op pagina 9), blijkt dat de laatste bocht tijdens de nadering veel te ruim was, omdat geen rekening werd gehouden met de overigens wel bekende harde zuidenwind; het vliegtuig vloog voorbij, en werd vervolgens niet teruggestuurd naar de voorgeschreven 111° naderingsradiaal, maar naderde het vliegveld met een verder nagenoeg constante heading van 125° .
- 5.6.9.3. Uit de DFDR-data blijkt dat de heading niet veranderde tijdens de laatste 80 s van de nadering, afgezien van de verandering door het gieren als gevolg van richtingsroer input door de copiloot. Uit de heading kon worden afgeleid dat de wind gedurende de laatste 80 s van de nadering steeds $190^\circ/20$ kt was, zoals de captain die ook op 10 s voor de landing van het display van de navigatiecomputer aflas. De wind- en hea-

ding-analyse hierboven toont aan dat het vliegtuig niet op de voorgeschreven 111° naderingsradiaal kan hebben gevlogen, maar het vliegveld onder een hoek van 117° naderde.

5.6.9.4. De 6° afwijking van de 111° naderingsradiaal was driemaal groter dan de voor een gestabiliseerde nadering toegestane maximum 2° waardoor niet voldaan werd aan de AOM en BIM eisen voor een gestabiliseerde nadering, wat op zich al een reden had moeten zijn voor het direct uitvoeren van een go-around. De captain greep echter niet in om deze navigatiefout te voorkomen en te corrigeren en gaf geen opdracht voor een go-around.

5.7. Vanaf 42 seconden voor de landing

5.7.1. **Op 42 s** gaf de copiloot gedurende ca. 27 s, maar met een korte onderbreking, richtingsstuur naar links tot 30% (Bijlage 3 (2)) waardoor het vliegtuig naar links gierde en de heading 117° werd (Bijlage 1 (14)). Ook de rolstuurkracht naar links nam toe (Bijlage 5 (2)), waardoor, alsmede door het neveneffect van het gieren (§ 2.2.1), de rolhoek naar links toenam (Bijlage 5 (3) en Bijlage 3 (3)), maar even later wel werd tegengestuurd door de copiloot (Bijlage 5 (4)) zodat deze weer kleiner werd, maar de rolhoek bleef 1° tot 5° naar links, en was niet naar rechts gericht tegen de harde dwarswind, zoals beslist nodig is bij het oplijnen tegen verlijeren (§ 3.2).

De richtingsstuurinput kan worden uitgelegd als poging het vliegtuig in de dwarswind alvast een beetje op te lijnen met de landingsbaan, maar dit kwam te vroeg, al op ca. 1,5 nm voor de baandrempel. Dit is niet een normale stuurinput bij dwarswind op een dergelijke afstand, nog voor de 5° knik in de aanvliegbaan op 1 nm van 111° naar de baan heading 106° (Figuur 1 op pagina 9 en Figuur 4 op pagina 16). Als het vliegtuig op de 111° radiaal had gevlogen, dan was deze richtingsstuur input nog niet gedaan, want het vliegtuig was het 1 nm punt nog niet gepasseerd en vloog nog niet recht voor de baan op de verlengde baanmiddenlijn. Bovendien wordt met de aangehouden richtingsroeruitslag alleen, terwijl de vleugels recht worden gehouden, de course over de grond niet verlegd, zelfs niet met een dwarswind. Er is een bochtje met een rolhoek nodig om het gehele vliegtuig in een andere richting te sturen. De copiloot stond derhalve toe dat het vliegtuig op dezelfde course als voor de richtingsstuurinput doorslipte.

Deze stuurinputs werden aangehouden tot na het passeren van het 1 nm punt, tot 0,5 nm vanaf de baandrempel.

Uit bovenstaande blijkt ook dat het vliegtuig niet op de 111° radiaal gevlogen kan hebben en op 25 s niet de 5° bocht naar links maakte om recht voor de baan uit te komen.

5.7.2. In § 5.6 hierboven is geconcludeerd dat de naderings course 117° geweest moet zijn, precies zoals met de verkeersleidingsradar-data werd gedocumenteerd (Figuur 1 op pagina 9). Na de richtingsstuurinput kromp de heading met 8° van 125° tot 117° (vorige paragraaf) en werden de vleugels zo goed als recht gehouden. Het gevolg van de richtingsstuurinput was dus dat de neus, de langsas van het vliegtuig, precies naar de landingsbaan wees. Vanuit de cockpit leek het op dat moment even alsof het vliegtuig op de landingsbaan af koerste. Het vliegtuig slipte echter door op dezelfde 117° course als voor de richtingsstuurinput, nu met een constante sliphoeek van 8° (de wind veranderde niet). Na enige tijd moet duidelijk zijn geworden dat de landingsbaan toch niet zou worden gehaald, omdat het pad over de grond niet veranderde door alleen de richtingsstuur input; de baan 'schoof' in het blikveld weer naar links.

De captain voelde niet mee met zijn voeten op de pedalen, anders had hij wel wat gezegd over de onnodige richtingsstuurinput gedurende de bijna halve minuut dat de pe-

dalen, met twee onderbrekingen, naar links werden bediend. Verwacht mag toch worden dat een captain, die bovendien instructeur is, onder deze omstandigheden getriggerd is om in te grijpen en dus zeker met zijn voeten meevoelt wat de copiloot aan het doen is.

Ook uit deze paragraaf blijkt dat het vliegtuig niet op de 111° radiaal kan hebben gevlogen, maar het vliegveld op een grondkoers/radiaal van 117° naderde en op 1 nm, op ca. 25 s, (nog) niet recht voor de baan vloog.

- 5.7.3. **Subconclusie.** De copiloot begon al op 42 s, nog voor het passeren van het 1 nm punt (Figuur 1 op pagina 9) dat recht voor de landingsbaan ligt, op te sturen met richtingsstuurinputs zonder rolstuur tegen de dwarswind wat normaal nodig is om op dezelfde grondkoers (course) te blijven en verlijeren te voorkomen. Dit is niet normaal voor die afstand, en ook niet als het vliegtuig op de 111° naderingsradiaal had gevlogen, zelfs niet bij een harde dwarswind. Deze stuurinputs werden gedurende 27 s aangehouden tot na het passeren van het 1 nm punt, tot ca. 0,5 nm vanaf de baandrempel. Hieruit blijkt ook dat het vliegtuig niet op de 111° radiaal gevlogen kan hebben en op 30 s niet de 5° bocht naar links maakte om recht voor de baan uit te komen. De captain greep niet in toen de copiloot te vroeg richtingsstuurinput gaf.

5.8. Vanaf 37 seconden voor de landing

- 5.8.1. **Op 37 s** nam de copiloot even richtingsstuur terug tot bijna nul (Bijlage 3 ④) stuurde het rolstuur naar rechts waardoor de rolhoek ook weer bijna nul werd (Bijlage 1 ⑮), en bewoog hij de neus van het vliegtuig weer naar beneden, tot een pitchhoek van 2° om het PAPI-glijpad te gaan volgen (§ 5.5.2, Bijlage 1 ⑩). Door de toenemende neerwaartse stuurkracht op het hoogtestuur (Bijlage 4 ⑥) en de toenemende snelheid (Bijlage 1 ⑯) reageerde de autothrottle weer met het reduceren van het toerental van de motoren (Bijlage 1 ⑰).

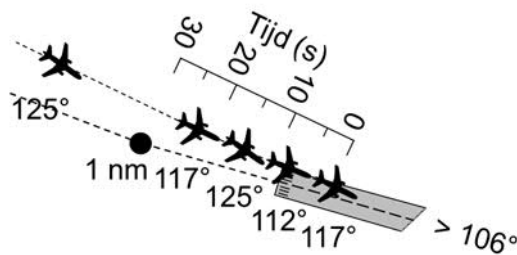
De krachten door de copiloot uitgeoefend op rolstuur en hoogtestuur waren geen rustige, beheerste sturbewegingen zoals die normaal onder CWS kunnen worden gegeven (Bijlagen 5 en 4, vanaf 54 s). Als de piloot een kleine wijziging van het vliegveld wenst hoeft hij slechts een beetje druk op de stuurorganen uit te oefenen (zie ook § 2.3.2). Zoals in § 2.3.2 uitgelegd, de meet CWS-mode van de autopilot die kracht met krachtopnemers in de stuurorganen en bedient de rol- en hoogteroeren met gepaste uitslagen teneinde de door de piloot gewenste rol- of pitchhoek aan te gaan houden; daarna kan de piloot de stuurorganen zelfs loslaten. 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. Maar de copiloot verstoorde de soepele werking van de CWS door continu onnodige en wisselende, bijna pulserende krachten uit te oefenen op het rol- en het hoogtestuur, in plaats van de uitgeoefende stuurkracht op de stuurorganen te verminderen zodra de gewenste rolhoek of pitchhoek is bereikt, hetgeen blijkt uit AIDS-data (Bijlagen 4 en 5 vanaf 54 s). De CWS-mode van de autopilot bleef ingeschakeld, dus de autopilot reageerde op de stuurkrachten van de copiloot met vrij grote bewegingen van de roeren waardoor de indruk van zeer slechte weerscondities zou kunnen worden gewekt, maar in feite veroorzaakte de copiloot de bewegingen zelf omdat hij niet bekwaam omging met de CWS-mode van de autopilot. De US Accredited representative, die namens de NTSB was toegevoegd aan de Portugese Commissie van Onderzoek, bevestigde dit ook want hij schreef in zijn brief van 26 okt. 1994 (Appendix van het RvO): "**Once the autopilot was disengaged, CWS with ATS remained; functions which were inappropriately used by the flight crew**".

5.8.2. **Subconclusie.** Uit de brief van de NTSB die als appendix in het RvO is bijgevoegd en uit bovenstaande analyse blijkt ook dat de copiloot zelf onnodige bewegingen van het vliegtuig veroorzaakte (Pilot Induced Motions) door vrijwel continu tegen de CWS-mode van de autopilot in te sturen die daarop weer trachtte te corrigeren. De variaties in vluchtbahn en motortoerental werden veroorzaakt door de copiloot, niet door weersinvloeden. Toch liet de captain hem weer zijn gang gaan.

5.9. Vanaf 33 seconden voor de landing

5.9.1. **Op 33 s**, met nog ca. 1,3 nm te gaan, gaf de copiloot opnieuw richtingsstuur naar links, tot 15%, (Bijlage 3 ⑤), 7 sec later zelfs twee pieken naar 30% (Bijlage 3 ⑥). De gemiddelde stuurinput was echter niet zo groot dat de heading veranderde (Bijlage 1 ⑭). In Bijlage 2 ① is te zien dat de richtingsroerpieken niet zo groot waren; de gierdemper was ook actief. Ondertussen naderde het vliegtuig het 1 nm punt vanaf de baandrempel en had even later al kunnen oplijnen (§ 3.2). Dat was wellicht de bedoeling van de copiloot met de richtingsstuurinput vanaf 42 s, maar dan neem je deze niet terug bij de heersende harde dwarswind, maar dat gebeurde wel, na de tweede piek op 22 s (Bijlage 3 ⑥). Als neveneffect en door een rolstuurkracht (Bijlage 5 ⑤) rolde het vliegtuig ook 5° naar rechts (Bijlage 3 ⑦) om direct weer met de rolroeren teruggestuurd te worden naar 0° (Bijlage 5 ⑥). De DFDR registreerde kleine rolbewegingen als neveneffect van het richtingsstuur (Bijlage 1 tussen ⑮ en ⑳), maar niet een meer langdurige rolhoek naar rechts die nodig zou zijn om tegen de wind op te sturen en recht voor de baan te blijven.

Deze stuurinputs en bewegingen zijn niet normaal als het vliegtuig recht voor de baan nadert, maar passen bij het beeld dat het vliegtuig de baan van links naderde en duiden op pogingen om het vliegtuig verder naar rechts boven de verlengde middenlijn van de baan te krijgen. Opnieuw een bevestiging van het feit dat het vliegtuig niet op de 111° radiaal naderde, maar dat er lichte paniek was omdat het vliegtuig nog recht voor de baan moest worden gebracht, terwijl de daling doorging.



5.9.2. Subconclusies

5.9.2.1. Nog voor het 1 nm punt voor de baandrempel werd met richtingsstuur getracht het vliegtuig op te lijnen. Dit is niet normaal als het vliegtuig op de 111° naderingsradiaal had gevlogen, zelfs niet bij een harde dwarswind.

5.9.2.2. Er werden in de DFDR-data geen rolhoek en heading wijzigingen gedocumenteerd die wijzen op de overgang van de 111° naderings-course naar de 106° baan-course op 1 nm voor de landingsbaan. Ook hieruit blijkt dat het vliegtuig niet op de voorgeschreven 111° radiaal kan zijn genaderd.

5.10. Vanaf 20 seconden voor de landing

5.10.1. **Op 20 s** voor de landing was de hoogte naar de mening van de captain iets te laag, maar werd na 3x de opmerking van de captain "*bit low*" gecorrigeerd. De DC-10 is een groot vliegtuig waarbij de afstand van de ogen van de vlieger in de cockpit, waarmee het door de PAPI-lampen aangegeven glijpad wordt waargenomen, tot de onderkant van de wielen van het landingsgestel veel groter is dan bij een kleiner vliegtuig. Indien de hoogte van het vliegtuig iets onder het PAPI-glijpad is, dan kan het landingsgestel

van een DC-10 de grond al voor de baandrempel raken, hetgeen uiteraard ongewenst is, reden waarom daarvoor ook in het AOM 3.3.5 – 14 wordt gewaarschuwd. De captain wist dit, en waarschuwde de copiloot door driemaal "bit low" te zeggen (CVR-transcript, op 15 s). De copiloot trok op dat moment al aan de stuurkolom (Bijlage 1 (18)). 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 go-around; de vliegtuigneus werd direct daarna, op 15 s, weer omlaag gebracht om het glijpad te vervolgen (Bijlage 1 (21), Bijlage 4 (7)).

Het NLR legde deze manoeuvre uit als het vliegen door een downburst, wat dus niet juist is, want de in het AOM voorgeschreven procedure ter voorkoming van touch-down vòòr de baandrempel werd gevolgd.

- 5.10.2. **Op 20 s** bevond het vliegtuig zich op ca. 0,7 nm voor de baandrempel en had al recht voor de baan moeten vliegen, op de course (grondkoers) van de baan (106). Het richtingsstuur, dat al vanaf 42 s met onderbrekingen en onterecht te vroeg naar links was uitgeslagen, ging tussen 22 s en 15 s zelfs van 30% naar links tot 8% naar rechts (Bijlage 3 (8)), waarna de heading langzaam ruimde van 117° naar de eerder gevlogen naderingsheading van 125° (Bijlage 1 (19)), niet de juiste kant op voor een landing met een 20 kt harde dwarswind van rechts als het vliegtuig op de verlengde baanmiddenlijn zou vliegen. Het vliegtuig moest blijikbaar nog verder naar rechts worden 'verplaatst'. Door het neveneffect van de richtingsroer-terugname en doordat de rolstuurkracht gemiddeld iets naar rechts was (Bijlage 5 (7)) nam de rolhoek toe van 0° tot 10° naar rechts (Bijlage 1 (20)). Deze rolhoek werd vervolgens met rolstuur naar links tegengestuurd tot 0° (Bijlage 5 (8)). Als je vlak boven en recht voor de baan vliegt met een harde wind van rechts, dan laat je de heading niet meer naar rechts lopen, weg van de runway heading, want de hoek met de baan neemt toe; bovendien moet je een rolhoek naar rechts aanhouden en niet het rolstuur naar links bewegen, zoals de copiloot deed, om verlijeren door de dwarswind te voorkomen. Ook hieruit blijkt dat het vliegtuig niet recht voor de baan gevlogen kan hebben.

- 5.10.3. **Op 20 s** en een hoogte van 240 ft zei de copiloot "*Windshield anti-ice, ik zie niks*" (CVR-transcript en Figuur 5 op pagina 22). Aangezien op dat moment niet bekend was hoe lang het zicht belemmerd zou zijn had direct een doorstart moeten worden geïnitieerd. Door het uitblijven van de verplichte call "*Landing*" is het onzeker of de copiloot de runway wel 'visual' heeft gehad; ook daar ontbrak het aan monitoring door de captain.

5.10.4. **Subconclusies**

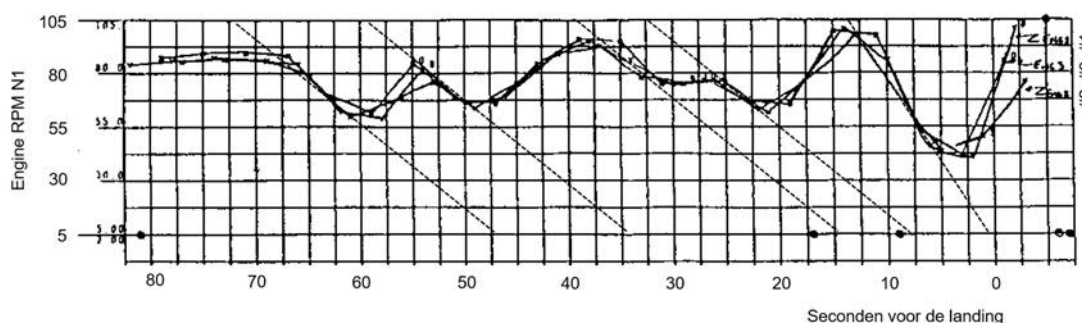
5.10.4.1. Uit de stuurinputs en de heading data van de DFDR en AIDS blijkt ook niet dat de course wijziging van 5° naar links op 1 nm afstand (≈ 30 s) van de baandrempel is uitgevoerd. Rolhoek en heading bleven constant. Opnieuw een indicatie dat het vliegtuig niet op de 111° radiaal en de verlengde baan-middenlijn naderde.

5.10.4.2. Uit de stuurinputs valt ook te concluderen dat het vliegtuig niet boven het midden van de verlengde landingsbaan vloog, maar links daarvan; het ruimen van de heading van 117° naar 125° op een afstand van ca. 0,5 nm voor de baandrempel werd niet tegengestuurd, het vliegtuig moest blijikbaar nog verder naar rechts, naar midden voor de baan.

5.10.4.3. De zichtbelemmering door neerslag op 20 s (240 ft hoogte) had tot een onmiddellijke doorstart moeten leiden, mede omdat de copiloot nooit de call "*Landing*" had gegeven.

5.11. Vanaf 13 seconden voor de landing

- 5.11.1. **Op 13 s** trok de copiloot de throttles dicht tot flight idle, met enige kracht tegen het ATS in (Figuur 7 hieronder). Net hiervoor had het ATS het RPM van de motoren laten toenemen tot 102% omdat de copiloot de neus van het vliegtuig optrok (§ 2.3.3). Een reden zou kunnen zijn dat het vliegtuig door de toename van het RPM zou accelereren en verder op de kletsnatte (korte) baan zou landen, wat de copiloot niet wilde. Dat de throttles door de copiloot werden dichtgetrokken en niet door het ATS blijkt duidelijk uit de snelheid van de afname van het toerental van de motoren, die hoger was dan op vier eerdere momenten gedurende de laatste 80 s van de vlucht toen het motorvermogen door het ATS werd gereduceerd, zie de richtingscoëfficiënten van de dunne stippellijnen in DFDR Engine RPM-data in Figuur 7 hieronder. De snelheid van de afname van het toerental was bij de eerste vier gelegenheden gelijk, zoals in het ATS is geprogrammeerd. Bovendien daalde het toerental op 5 s voor de landing veel verder dan het ATS bij eerdere gelegenheden deed. Het ATS is geprogrammeerd om pas vanaf 50 ft hoogte de gashendels volgens een bepaald schema dicht te trekken. Dit schema laat de optie open om vanaf elk moment, zelfs na touchdown, een go-around te kunnen beginnen.



Figuur 7. Vergelijking afname RPM (N1) door de autothrottle (4x) en manual door copiloot (1x); deze laatste is sneller. Bron: DFDR-data, Bijlage 1).

De copiloot trok de gashendels tegen de regels in zover dicht dat het onmogelijk zou worden om op lage hoogte een onmiddellijke doorstart te initiëren en uit te voeren.

- 5.11.2. **Op 13 s** werd het richtingsstuur weer naar links uitgeslagen (Bijlage 3 (9)), maar nu tot 90% wat lijkt op een poging het vliegtuig op te lijnen met de richting van de landingsbaan. Het vliegtuig gierde naar links (Bijlage 1 (23)) en begon, als neveneffect van het gieren, ook langzaam naar links te rollen (Bijlage 3 (10)), terwijl verwacht mocht worden dat de rolhoek naar rechts zou worden gehandhaafd om te compenseren voor de harde dwarswind en daarmee verlijeren te voorkomen en recht voor de baan te blijven, maar er kwam niet direct rolstuur naar rechts, integendeel, op 12 s was er zelfs ook een rolstuurpiek naar links (Bijlage 5 (8)), direct gevolgd door een kleine stuurinput naar rechts die daarna ook weer afnam tot 0 (op 7 s), waardoor de toenemende rolhoek naar links niet direct werd tegengestuurd. Het neveneffect van de grote 90% richtingsroerinput resulteerde in een rolhoek die toenam tot 14° naar links op 6 s (Bijlagen 1 (22) en 5 (9)), ondanks de kleine rolstuurkracht naar rechts.
- 5.11.3. Het niet volhouden van voldoende rolstuur naar rechts tegen de dwarswind van rechts, tegelijk met de grote richtingsstuurinput naar links, is ook een indicatie dat het vliegtuig niet recht voor de baan vloog maar nog links ervan. Het vliegtuig schoof al slijpend naar de baan vanaf de zijkant, zoals is geschetst in Figuur 4 op pagina 16 rechts.

- 5.11.4. Door de bijna max. (90%) richtingsstuurinput veranderde de heading in 7,5 sec van 125° naar 112°, een verschil van 13°, blijkbaar het maximum haalbare bij deze vliegsnelheid. Deze 13° was echter niet toereikend om de runway heading van 106° te bereiken, zo blijkt uit de DFDR-data (Bijlage 1 (23)). De heading wijziging met 90% richtingsstuur van 13° was echter ongeveer gelijk aan de heading wijziging die nodig is om het vliegtuig op te lijnen bij de maximum toegestane dwarswindcomponent van de DC-10 (30 kt) en de drempelsnelheid voor het laagste landingsgewicht (124 kt) waarvoor het richtingsroer is ontworpen (14° met max. richtingsroer, AOM 6.4.3 – 01). Het verschil tussen de naderings heading van 125° en de baan (106°) was met 19° te groot en overschreed de ontwerplimiet van het richtingsroer (zie ook § 5.6.4 hierboven). Indien het vliegtuig recht voor de baan had gevlogen bij de aan boord gemeten (190°/20 kt) dwarswind, dan zou de opstuurhoek 8° zijn en de heading binnen 1 nm van de drempel van de landingsbaan $106° + 8° = 114°$, en zou er voldoende richtingsstuur beschikbaar zijn geweest om de runway heading van 106° te bereiken. Zelfs als de wind 220°/35 kt zou zijn geweest, zoals wordt beweerd, waarbij de opstuurhoek 13° is, dan nog zou 90% richtingsroer voldoende 'control power' hebben om op te lijnen. De 90% richtingsroerinput bleek voor MP495 echter ontoereikend voor het oplijnen; het vliegtuig vloog dus niet recht voor de baan.
- 5.11.5. **Op 10 s** voor de landing las de captain een wind van 190°/20 kt af uit de navigatiecomputer (zie ook § 5.6.5). Hoewel de door de verkeersleiding bij de landingsklaring opgegeven wind (150°/15 max 20 kt) officieel de toe te passen wind was bij de planning van de landing, was de bemanning dus wel, gezien de grote opstuurhoek tijdens de gehele nadering (125°), op de hoogte van een hogere actuele windsterkte. De tweemaal tijdens de nadering in de cockpit door de captain afgelezen en gerapporteerde windrichtingen en -snelheden waren hoger dan de limieten voor het landen op een 'flooded', zelfs voor een 'wet runway'. Volgens het RvO was de door de verkeersleiding gegeven wind van de tegenoverliggende baankop en klopte die niet voor de nadering naar baan 11. De tijdens de vlucht benodigde opstuurhoeken toonden aan dat de actuele wind sterker was. Uiteindelijk is de captain verantwoordelijk voor de veilige vluchttuitvoering, niet de verkeersleider.
- 5.11.6. **Op 8 s** voor de landing, op 125 ft hoogte, had de heading 106° moeten zijn om opgelijnd te zijn met de (verlengde) middenlijn van de landingsbaan (§ 3.2 en Figuur 4 op pagina 16 midden) en had de rolhoek naar rechts moeten zijn tegen de dwarswind ter voorkoming van verlijeren. Er was geen rolhoek naar rechts, in tegendeel, de rolhoek nam toe naar links met een piek van 14° (Bijlage 1 (22)). Door de rolhoekpiek van 14° naar links tijdens het slippen naar het midden van de baan zou de grondkoers van het vliegtuig een paar graden (3 seconden lang met een gemiddelde rolhoek van 7° levert 3° grondkoersverandering) naar links kunnen zijn verlegd. Op dat moment zou het vliegtuig boven de linkerkant van de baan kunnen hebben gevlogen, in de richting van de baan.
- 5.11.7. De snelheid tijdens de gehele nadering was al 5 kt te laag (§ 2.4) en nam sneller af door de te vroeg dichtgetrokken throttles, door de verhoogde weerstand als gevolg van de sliphoeck door de grote richtingsroeruitslag en door het optrekken van de neus van het vliegtuig (Bijlage 1 (24)).
- 5.11.8. **Subconclusies**
- 5.11.8.1. 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 hoogte mag. Het toerental van de motoren nam verder af dan het ATS zou doen. Het te lage RPM zou de opspoeltijd van de grote turbofan motoren zover doen toenemen dat een onmiddellijke doorstart op lage hoogte onmogelijk werd.

5.11.8.2. Op 13 s voor de landing werd het richtingsroer uitgeslagen tot 90% naar links. Dit lijkt op een poging het vliegtuig op te lijnen met de landingsbaan om een traverserende landing te voorkomen, maar op 7 s werd het richtingsroer weer gereduceerd tot de middenstand. De vlieger stuurde niet direct de naar 14° toenemende rolhoek naar links, zijnde het neveneffect van de gierbeweging, tegen. Het vliegtuig moest blijikbaar nog van koers veranderen. Hieruit blijkt ook dat het vliegtuig niet voor of boven het midden van de baan gevlogen kan hebben.

5.11.8.3. De heading-wijziging door de 90% richtingsstuurinput op 14 s was 13°, maar niet toereikend om de baan-heading van 106° te bereiken. Als het vliegtuig recht voor de baan had gevlogen, dan was de 13° toereikend geweest en had de traverserende landing kunnen worden voorkomen. Hieruit blijkt ook dat het vliegtuig niet recht voor de baan kan hebben gevlogen, maar de baan onder een hoek naderde.

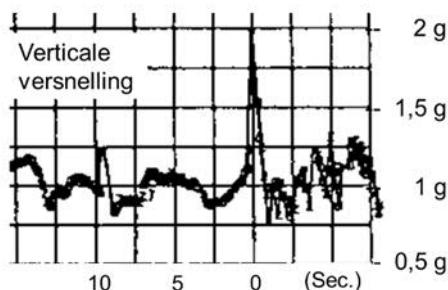
5.11.8.4. De 5 kt te lage naderingssnelheid nam verder af tot onder de drempelsnelheid nog voor het bereiken van 50 ft hoogte nadat de throttles te vroeg waren dichtgetrokken, de neus werd opgetrokken en door de richtingsstuur-input de weerstand toenam.

5.12. Vanaf 7 seconden voor de landing

- 5.12.1. **Op 7 s** voor de landing reduceerde de copiloot de richtingsroeren van bijna maximum naar links terug naar het midden (Bijlagen 2 (2) en 3 (12)) waarna de koers langzaam ruimde en daarmee de hoek tussen vliegtuig-longsas en baan. Waarom zou dit gedaan zijn als het vliegtuig midden voor de baan zou vliegen, zoals sommige experts zeggen terwijl er een harde wind van rechts was? Dit leidde tot een traverserende landing die bij een DC-10 niet is toegestaan. Het reduceren van richtingsroeruitslag op dit moment is een aanwijzing dat het vliegtuig niet boven het midden van de landingsbaan vloog, maar nog bezig was daar te komen.
- 5.12.2. Toen de rolhoek op 6 s 14° naar links was geworden, greep de captain in en gaven hij en de copiloot beiden rolstuur naar rechts (Bijlage 2 (3) en Bijlage 5 (9)). De captain zei vooraf niet "*my controls*", zodat de copiloot het stuur niet losliet. Deze stuurde even later met het rolstuur weer naar links, tegen de captain in waardoor de CWS uitviel (door conflicterende stuurinputs, Bijlage 5 (10)). Inmiddels had de captain zelf de throttles naar voren geschoven zonder "*go-around*" te zeggen en had niet op de go-around knop gedrukt waarmee de benodigde vliegtuigsystemen heel snel voor een go-around zouden zijn geconfigureerd, d.w.z. gereed gemaakt. Pas op 1 s voor touchdown zei hij nog wel "*throttles*". Aangezien het 'opspoolen' van de in idle draaiende motoren te lang duurde was niet tijdig voldoende motorvermogen beschikbaar voor een veilige go-around. Indien de gashendels niet waren dichtgetrokken, dan was een go-around zonder veel hoogtevries gelukt; slechte crew coordination. Zelfs na een touchdown zou een go-around nog mogelijk moeten zijn, ware het niet dat door een vermoedelijke systeemfout in de Martinair DC-10 de spoilers deployden direct na touchdown (Bijlage 2 (8)), wat met naar voren geschoven throttles normaal gesproken niet kan en ook niet mag. Dit moet een technische fout zijn geweest.
- 5.12.3. Volgens AOM § 3.3.5 – 08 is de minimumhoogte om de CWS uit te schakelen 150 ft. Hier gebeurde de uitschakeling automatisch op 6 s, op ca. 80 ft hoogte na de hierboven genoemde conflicterende rolstuurkrachten van captain en copiloot. Als uitschakeling van CWS op deze hoogte gevaarlijk zou zijn en zou kunnen bijdragen aan een abrupte flare gevolgd door een harde landing, dan zou de automatische piloot niet door de overheid zijn gecertificeerd en zouden op z'n minst zichtbare en hoorbare waarschuwingen worden gegeven.

- 5.12.4. Staat de CWS uit, of valt die uit, dan moet de vlieger niet alleen stuurinputs geven voor het gewenste vliegpad maar ook zelf corrigeren voor de eventuele externe invloeden. De 'workload' wordt daardoor hoger, maar het is de vraag of de vlieger, in bv. een drukke vluchtfase als de landing, echt merkte dat CWS was uitgevallen, want hij is, zeker op lage hoogte en zoals in dit geval op slechts 6 s voor touchdown, zeer nadrukkelijk 'in the loop'. Uit de DFDR- en AIDS-data van de rol- en hoogtesturing van de laatste 6 s van de vlucht blijkt niet dat die anders zijn dan in de seconden ervoor. Van de laatste 3 s bestaat geen AIDS-data omdat de recorder die niet meer op tape heeft kunnen opnemen als gevolg van de crash. Het effect van de uitval van CWS zo kort voor de landing was minimaal, niet uit de DFDR-data op te maken.
- 5.12.5. Vermoedelijk werd door alle commotie van het te schuine aanvliegen en de ingreep van de captain de 50 ft call niet gegeven door de flight engineer (die ook vlieger was geweest). Ook de 500 ft en 400 ft calls werden niet gegeven door de captain als pilot-not-flying (§ 5.6.1).
- 5.12.6. **Subconclusies**
- 5.12.6.1. Op 7 s voor de landing reduceerde de copilot de richtingsstuur input van 90% links tot het midden, waardoor de heading ruimte, in plaats van te krimpen wat nodig zou zijn geweest voor het bereiken van de baan-heading. De rolhoek werd ook 0° zodat niet werd opgestuurd tegen de wind. Het reduceren van het richtingsstuur en horizontaal gehouden vleugels, i.p.v. een rolhoek naar rechts tegen de sterke dwarswind van 20 kt bewijzen opnieuw dat het vliegtuig niet midden boven de landingsbaan vloog maar nog daarnaar toe moest.
- 5.12.6.2. De captain besloot op 6 s voor de landing in te grijpen toen de rolhoek na de grote richtingsroeruitslag naar links tot 14° toenam en stuurde met het rolstuur naar rechts, maar deelde dat niet aan de overige bemanningsleden mee met de daarvoor voorgeschreven call "my controls", en gaf ook niet de "go-around" call toen hij de throttles naar voren schoof. Hij drukte bovendien niet de go-around button van het flight management system in om de benodigde vliegtuigsystemen in één keer te configureren (gereed te maken) voor de go-around. Deze handelwijze getuigde niet van een goede 'crew coordination' en van adequate omgang met de vliegtuigsystemen, zoals is voorgeschreven in het AOM.
- 5.12.6.3. Hoewel CWS op 6 s voor de landing uitviel door conflicterende stuurinputs van captain en copiloot blijkt uit de DFDR-data dat er geen nadelige gevolgen waren voor de besturing.

5.13. De landing



- 5.13.1. In de laatste seconden van de vlucht was de neus van het vliegtuig opgetrokken tot 9°, met een dip op 2,5 s omdat de piloot het hoogtestuur even liet vieren (Bijlage 4 (8)), en waren de throttles naar voren gedruwd voor een go-around. Deze stuurbeweging, incl. dip, is ook te zien in de grafiek van de verticale versnelling (Bijlage 1 (28)), waarvan een deel hieronder is weergegeven. De grafiek bewijst dat het vliegtuig in de laatste 2,5 s van de vlucht niet naar beneden werd gedrukt, maar dat de daling juist minder werd; de verdere daling werd als het ware tegengehouden door de beweging die het gevolg was van de uitslag van het hoogtestuur (Bijlage 2 (9)).

Door de rolroerinput van de captain naar rechts (Bijlagen 5 ⑩ en 2 ③) rolde het vliegtuig terug tot 0° (Bijlage 1 (25)). Daarna gingen de ailerons weer naar nul (Bijlage 2 ④), waarmee een opstuurhoek naar rechts werd tegengegaan (Bijlage 1 (25)) die nodig was tegen het verlijeren door de dwarswind.

Het richtingsroer bewoog op 3 s nog naar rechts (Bijlage 2 ⑤), waardoor de heading, die tot 2,5 s voor de landing nog een paar seconden 112° was, ruimde tot 117° bij touchdown, dus 11° rechts van de 106° van de baan (Bijlage 1 (26)).

Door een rolstuurinput op 3 s naar rechts (Bijlage 2 ⑥) rolde het vliegtuig tot ca. 5,62° naar rechts (Bijlage 1 (27)).

Beide bewegingen werden direct weer tegengestuurd met zowel het richtingsroer als de rolroeren (Bijlage 2), maar hadden geen effect meer. Deze stuurinputs tonen ook aan dat het vliegtuig niet boven het midden van de baan naderde.

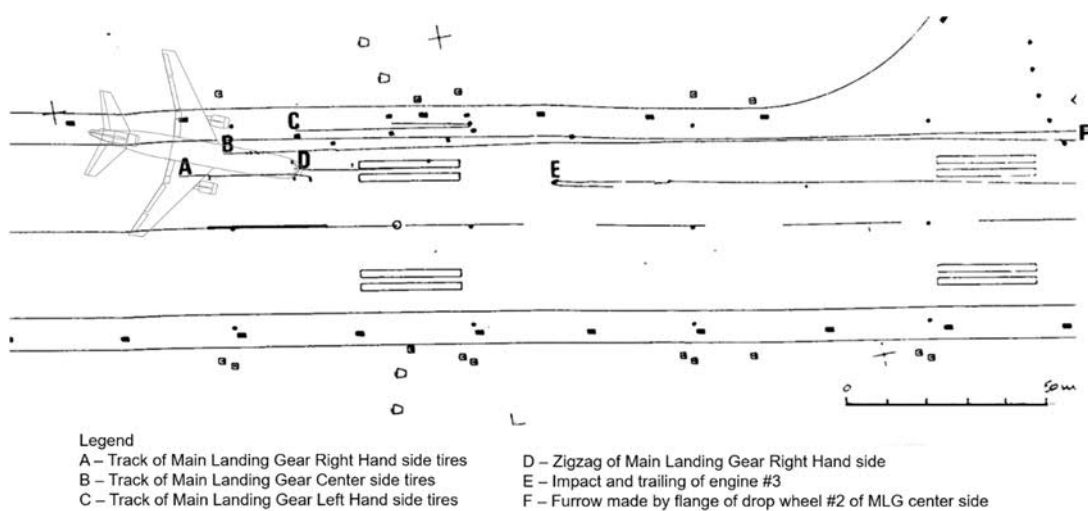
De 'control power' van de aerodynamische stuurvlakken was lager geworden door de afgenomen snelheid. In de laatste twee seconden van de vlucht reageerde het vliegtuig al niet meer tijdig op de ca. 50% richtingsstuur-input verandering naar links (Bijlage 2 ⑦).

In geval van een plotselinge toename van de wind net voor de landing, dan zou het rolstuur niet naar links zijn bewogen, maar naar rechts.

- 5.13.2. Doordat het toerental van de dichtgetrokken motoren vanuit de flight-idle stand niet snel genoeg kon toenemen om tijdig doorstart-vermogen te genereren en door de te lage snelheid, zette de daling door en landde het vliegtuig traverserend met een heading van 117°, 11° teveel naar rechts, half buiten de baan aan de linkerzijde, maar bewegend in de richting van de landingsbaan, zoals blijkt uit de diepe groef van een velg van het center gear in het asfalt, als blijkt uit het politierapport en uit Figuur 8 hieronder, en had de middenlijn van de baan dus niet bereikt. De go-around mislukte ook omdat de spoilers na touchdown uitklapten; zie de laatste zin van § 5.12.2 hierover.
- 5.13.3. De go-around mislukte ook omdat de ground spoilers deployden binnen een seconde na touchdown (Bijlage 2 ⑧). Dit moet een technische fout zijn geweest in het ground spoiler systeem, want de spoilers mogen niet uitklappen als de gashendels naar voren zijn geschoven.
- 5.13.4. Bij een wind van 190°/ 20 kt, zoals in de cockpit afgelezen, zou langere tijd een grotere rolhoek (ca. 7°) nodig zijn geweest om verlijeren te voorkomen dan de 5,62° die het vliegtuig tijdens de landing slechts gedurende één seconde had (Bijlage 1 (27)).
- 5.13.5. Er is geen enkele indicatie op DFDR- of AIDS-data die zou kunnen wijzen op beïnvloeding van de bewegingen van het vliegtuig van buitenaf, door windshear of up- dan wel downdrafts, de lichte turbulentie uitgezonderd. Alle abnormale vliegtuigbewegingen gedurende de laatste 80 s van de vlucht waren het gevolg van veelal onnodige stuurinputs door de copiloot, in zowel de command als de CWS-modes van de autopilot. Behalve commentaar op het gebruik van de autopilot door de bemanning (§ 5.8.1), schreef de accredited representative van de NTSB in dezelfde brief ook: "***If the commission feels that windshear was present during the approach then consideration should be given to recommending implementation or review of crew training for windshear recovery***". Een diplomatieke manier om te zeggen dat de NTSB ook geen spoor van windshear waarnam in de DFDR-data.
- 5.13.6. Het vliegtuig landde op de plaats zoals geschetst in Figuur 8 hieronder, half buiten de baan onder een hoek van 11° naar rechts maar in de richting van de baan zoals de

krassporen A – E aantonen. Ondanks bijna maximum richtingsstuur naar links gedurende 7 s en tot 7 s voor touchdown, werd de heading van de baan niet bereikt omdat het vliegtuig niet recht voor de baan naderde, en de copiloot het richtingsstuur weer naar het midden liet komen, zelfs even iets naar rechts en in de laatste 2 s weer 10° naar links. Het gieren van 125° tot 106° zou, blijkens de giersnelheid (yaw rate) afleesbaar van de DFDR-data, 10 s hebben geduurd indien de rudder control power toereikend zou zijn (zie 5.11.4 hierboven) en zou, mits het richtingsstuur zou zijn gehandhaafd, hebben geduurd tot 2 s voor de landing, wat wel erg kort is. Deze richtingsstuurinput werd te laat gegeven, maar had ook geen zin, want het vliegtuig vloog nog niet boven het midden van de baan.

Uit de stuurinputs, de plaats van de landing en de richting van de sporen blijkt dat het vliegtuig niet recht voor het midden van de baan heeft gevlogen.



Figuur 8. Impact area MP495 on runway 11, RvO Annex 11.

5.13.7. In § 5.6.4 werd uitgelegd dat het overschrijden van de dwarswindlimieten na de landing op een (klets)natte baan kan leiden tot een zgn. runway excursion door de te lage frictie van de neuswielen op het asfalt van de baan die het weerhaan effect van de grote verticale staart niet kan tegengaan. Als de landing zou zijn gelukt, dat zou het vliegtuig daarna van de baan zijn geraakt, eveneens resulterend in een ongeval.

5.13.8. Subconclusies

5.13.8.1. Op 7 sec voor de landing greep de captain in, stuurde naar rechts en duwde de gashendels naar voren voor een go-around. Het toerental van de motoren kon niet snel genoeg toenemen om tijdig voldoende vermogen te leveren omdat de copiloot de gashendels tegen het autothrottle-systeem in had dichtgetrokken tot idle. Dat een go-around op dit late moment werd geïnitieerd is ook een aanwijzing dat het vliegtuig de baan niet goed naderde.

5.13.8.2. Door een technische fout in het ground spoiler systeem klapten de 'ground spoilers' direct na touchdown uit terwijl de throttles naar voren waren geschoven, waardoor de door de vleugels gegenereerde lift veel kleiner werd en een go-around vanaf de grond onmogelijk. In feite waren het te vroeg dichttrekken van de throttles en de fout in de spoiler ook aan het ongeval bijdragende factoren.

5.13.8.3. In de DFDR-data is geen enkele aanwijzing te vinden dat de bewegingen van het vliegtuig door externe invloeden als windshear, up- of downdrafts, zijn veroorzaakt maar er was wel lichte turbulentie. Ook de NTSB concludeerde dit. De bewegingen die

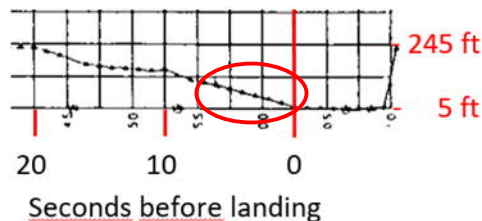
door de DFDR werden geregistreerd werden grotendeels veroorzaakt door de copiloot die de autopilot op onkundige wijze zat te beïnvloeden.

5.13.8.4. Het vliegtuig landde traverserend onder een hoek van 11°, maar wel in de richting van de baan; het linker landingsgestel kwam buiten de baan terecht. De rolhoek, de stuurinputs van richtingsroer en rolroeren en de heading gedurende de laatste 1,5 s wijzen er ook op dat niet was en werd opgelijnd voor een landing onder dwarswindcondities (Figuur 4 op pagina 16 midden) wat opnieuw een aanwijzing is dat het vliegtuig net voor de landing niet middenvoor of -boven de landingsbaan vloog. De stuurinputs laten geen respons zien op plotselinge wind variaties.

5.13.8.5. Indien de landing goed zou zijn verlopen, dan was het vliegtuig alsnog van de baan 'gewaaid' omdat de harde dwarswind (20 kt) veel hoger was dan toegestaan voor een flooded baan (5 kt) en zelfs voor een natte baan (15 kt). De veel lagere frictie van de neuswielen op de baan (aquaplaning) zou niet toereikend zijn om het weerhaaneffect van de harde wind op de grote verticale staart bij afnemende snelheid tegen te werken, wat een van de redenen is voor dwarswindlimieten.

5.14. Snelheid daling

5.14.1. In de laatste 7,5 s van de vlucht werd een hoogte overbrugd van 93 ft volgens de DFDR



radalt data, zie Bijlage 2, waarvan hier een kleine uitsnede is ingevoegd. De daling in de laatste 7 s was kaarsrecht, zoals uit deze figuur blijkt. De daalsnelheid was in die 7 s derhalve constant $93/7 \cdot 60 = 797$ ft/min. Dit is iets hoger dan normaal, maar ruim binnen de sterktelimieten van het landingsgestel,

hetgeen blijkt uit een NTSB-rapport van een soortgelijk ongeval (DCA97MA055), waarin McDonnell Douglas de maximum daalsnelheid die het landingsgestel qua sterkte kan hebben stelt op 1014 ft/min bij maximaal landingsgewicht, en dat bij verticale versnellingen tot 2.0 g geen schade aan brandstoftanks optreedt. Het landingsgewicht van MP495 was 161.400 kg, 30.900 kg (16%) lager dan het maximale toegestane landingsgewicht van 192.300 kg. De daalsnelheid had dus nog hoger mogen zijn zonder schade aan te richten.

Het vliegtuig landde echter traverserend onder een hoek van 11°, waardoor er grote additionele achterwaarts gerichte en torsie krachten ontstonden op de landingsgestellen. Zie ook de volgende paragraaf voor additionele krachten door de voortijdige bediening van de remmen.

P.S. 5 ft in bovenstaande figuur is ongeveer de hoogte van de antennes van de radiohoogtemeters (radalt) als het vliegtuig op de grond staat.

5.14.2. In § 5.2.1 werd uitgelegd dat in ieder geval het rechterrempeedaal al werd bediend vóór touchdown, terwijl dat pas mag beginnen nadat het neuswiel goed ("firmly") contact heeft met de landingsbaan (AOM 3.3.5 – 15). Het krachtig remmen bij of kort na touchdown zal hebben bijgedragen aan de opbouw van grote krachten op het rechter landingsgestel, dat overigens niet direct bij touchdown afbrak, maar – getuige de plaats waar de motorgondel van motor 3 de baan raakte (punt E in Figuur 7 op pagina 36) – ca. 70 m verder. De door de Commissie van Onderzoek genoemde "zigzag", D in Figuur 7, ca. 27 m na de eerste aanraking van de baan, zou kunnen samenvallen met de plaats waar de remmen aangrepen nadat de rechterwielen waren gaan draaien en de remdruk door het reeds ingedrukte rempeedaal naar de wielremmen werd doorgeleid (door het anti-skid systeem), maar kan ook duiden op het bezwijken van een 'fuse

pin' in het landingsgestel die bij grote achterwaarts gerichte krachten het landingsgestel 'opoffert' om te voorkomen dat delen ervan de brandstoftank in de vleugel erboven penetreren. Dit werd door de Commissie van onderzoek niet onderzocht.

- 5.14.3. **Subconclusie.** De daalsnelheid gedurende de laatste 7 s was lager dan de maximum daalsnelheid waarvoor het landingsgestel van de DC-10 was ontworpen, bovendien was het landingsgewicht 16% lager dan het ontwerpgewicht. De breuk van het rechter landingsgestel is dus niet ontstaan door een hoge daalsnelheid. Doordat het rechter rempedaal al tijdens de vlucht werd ingedrukt en de remdruk dus al op de wielremmen werd gezet direct nadat de (achterste) wielen gingen draaien, nog voordat het neuswiel op de grond was heeft, in combinatie met de grote 11° opstuurhoek tijdens de landing, de krachten op het landingsgestel zover doen toenemen dat sterkte-limieten ervan of van de 'fuse pin' werden overschreden.

5.15. Zijwaartse verplaatsing

- 5.15.1. Martinair stelde dat het vliegtuig kort voor de landing netjes aanvloog voor het midden van de baan en dat het door een plotselinge windshear werd weggezet. Maar daarbij vergeet men de voorwaartse snelheid van het vliegtuig. Bij een vliegsnelheid van 130 kt en een plotselinge toename van de wind van $190^\circ/20$ kt naar $220^\circ/35$ kt, zou het vliegtuig (langzaam) ca. 6° naar rechts gieren (weerhaaneffect), alsof het richtingsroer wordt bediend aangezien het zijdelings oppervlak van het vliegtuig achter het zwaartepunt groter is dan dat ervoor (wat nodig is voor richtingsstabiliteit), maar blijft nog even op dezelfde grondkoers; een plotselinge windverandering veroorzaakt geen zijdelingse verplaatsing. Kort daarna verandert de grondkoers geleidelijk overeenkomstig de nieuwe opstuurhoek (wind correction angle); een massa van 161 ton kan niet zomaar even snel van richting veranderen (massatraagheid). De heading ruimte kort voor de landing weliswaar van 112° tot 117° , maar dit kwam omdat het richtingsstuur, dat naar links was uitgeslagen, werd teruggestuurd tot de middenstand (Bijlage 2 ② en ⑤); de vleugels werden recht gehouden, in plaats van naar rechts gestuurd om verlijeren te voorkomen (Bijlage 1 (25)).

Zijwaartse
versnelling



Ook in de DFDR-versnellingsdata (nevenstaande figuur) en in de snelheidsdata (Bijlage 1) zijn geen aanwijzingen te vinden dat er kort voor de landing versnellingen en snelheidsveranderingen optraden als gevolg van een eventuele harde windvlaag. Alle data wijzen erop dat de wind gedurende de laatste 80 s van de nadering vrijwel constant was. Zoals hierboven (§ 5.6.5) werd berekend en door de captain van de navigatiecomputer afgelezen was die wind $190^\circ/20$ kt. De dwarswindcomponent hiervan was ook 20 kt, 15 kt hoger dan de limiet voor de toen flooded baan en zelfs 5 kt boven de limiet van een wet runway. Een "runway excursion" (het van de baan geraken) na de landing door aquaplaning van de wielen, met name van de neuswielen, zou onvermijdelijk zijn bij teruglopende snelheid.

Zoals in § 5.13.6 besproken, tonen de krassen in het asfalt van de landingsbaan aan dat het vliegtuig kort voor, bij of na de landing niet aan een laterale verplaatsing werd blootgesteld. De analyse van heading en stuurinputs in de paragrafen hierboven bevestigen dit. De stelling van Martinair was dus niet juist.

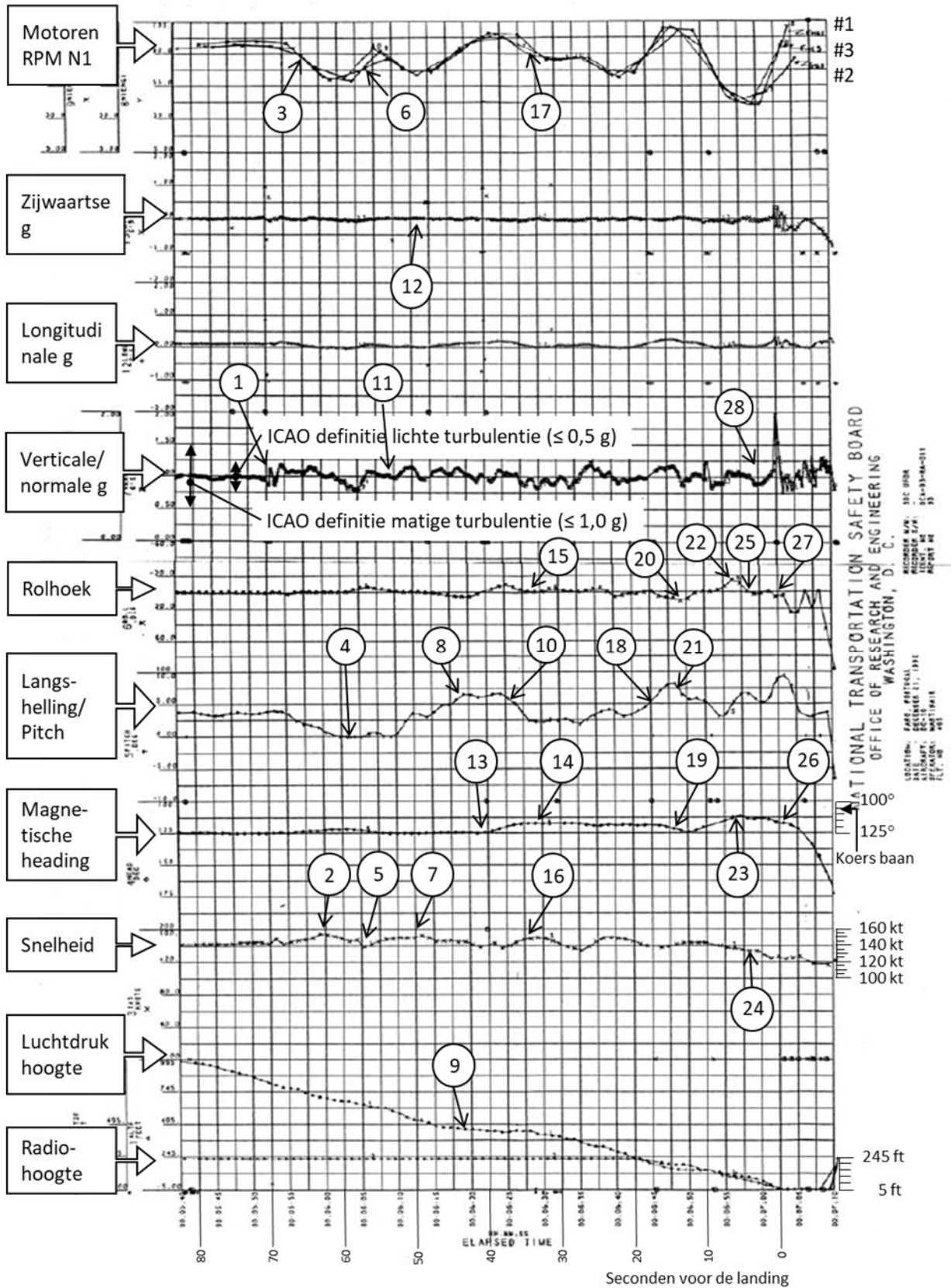
- 5.15.2. Ook zonder neerslag zouden limieten overschreden zijn, met name de te ruime aanvliegkoers en het niet correct aanvliegen in de laatste mijl. De dwarswind limiet van het vliegtuig op een droge baan was weliswaar 30 kt, maar de persoonlijke limiet van de copiloot lag beduidend (50%) lager.

5.15.3. Subconclusie. Uit meerdere DFDR-data en uit de tekening met impact data uit het RvO Annex 11 blijkt dat er geen harde windvlaag kan zijn geweest net voor de landing van MP495. Wel werden de dwarswindlimieten van de DC-10 (en de persoonlijke limiet van de copiloot) voor het landen op een 'flooded runway' ruimschoots overschreden. De actuele dwarswind die een opstuurhoek van liefst 11° vereiste bij touchdown was zelfs te hoog voor een landing op een 'wet runway'. Indien de landing zonder schade zou zijn gelukt, dan zou het vliegtuig hoogstwaarschijnlijk van de baan zijn geraakt door aquaplaning van de wielen, met name van het neuswiel, bij teruglopende snelheid, met grote schade tot gevolg. De bemanning overtrad meerdere naderings- en landingsprocedures en limieten die in de DC-10 en Martinair voorschriften zijn vastgelegd. ■

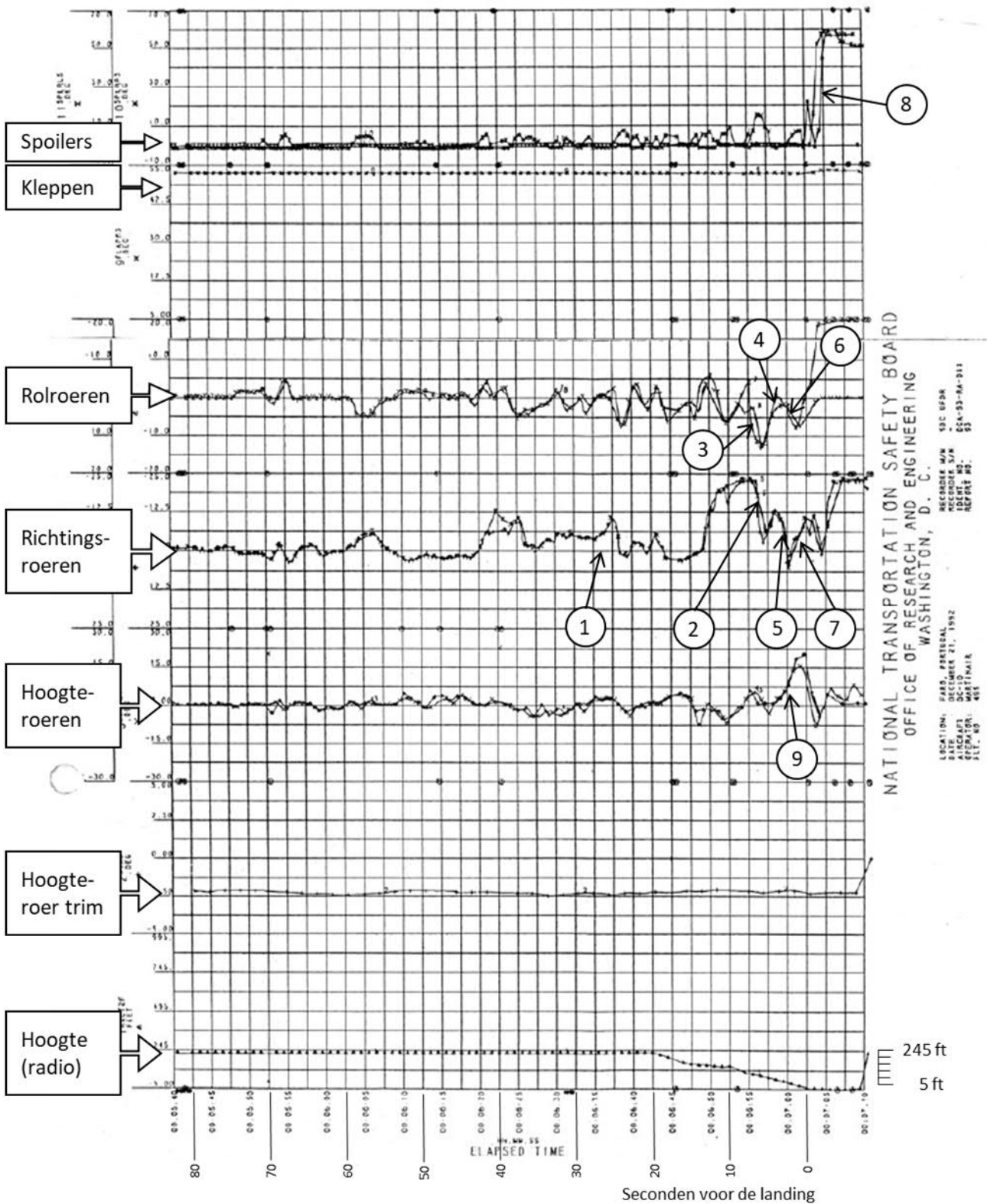
Lijst van afkortingen

Afkorting	Betekenis
A/T of ATS	Autothrottle (Systeem)
AIDS	Airborne Integrated Data System
ALAR	Approach and Landing Accident Reduction
AOM	Aircraft Operations Manual
BIM	Basic Instructions Martinair
CMD	Command (mode van autopilot)
CVR	Cockpit Voice Recorder
CWS	Control Wheel Steering (mode van de autopilot)
DFDR	Digital Flight Data Recorder
DME	Distance Measuring Equipment
ft	foot of feet
FSF	Flight Safety Foundation
FWD	Forward
g	Versnelling van de zwaartekracht (9,81 m/s ²)
HDG	Heading
ICAO	International Civil Aviation Organization
kt	knot(s)
m	meter(s)
METAR	Meteorological Aerodrome Report
N1	Toerental van de compressor
NLR	Nationaal Lucht- en Ruimtevaart Laboratorium
nm	Nautical Mile (1 nm = 1852 m)
NTSB	National Transportation Safety Board
PAPI	Precise Approach Path Indicator
RVDL	Raad voor de Luchtvaart (Onderzoeksraad voor Veiligheid in 1992)
RvO	Rapport van Ongeval
s	seconde(n)
TAF	Terminal Area Forecast
UTC	Universal Time Coordinated (voorheen Greenwich Mean Time)
VOR	VHF Omni Directional Ranging
WCA	Wind Correction Angle (opstuurhoek/ drifthoek)

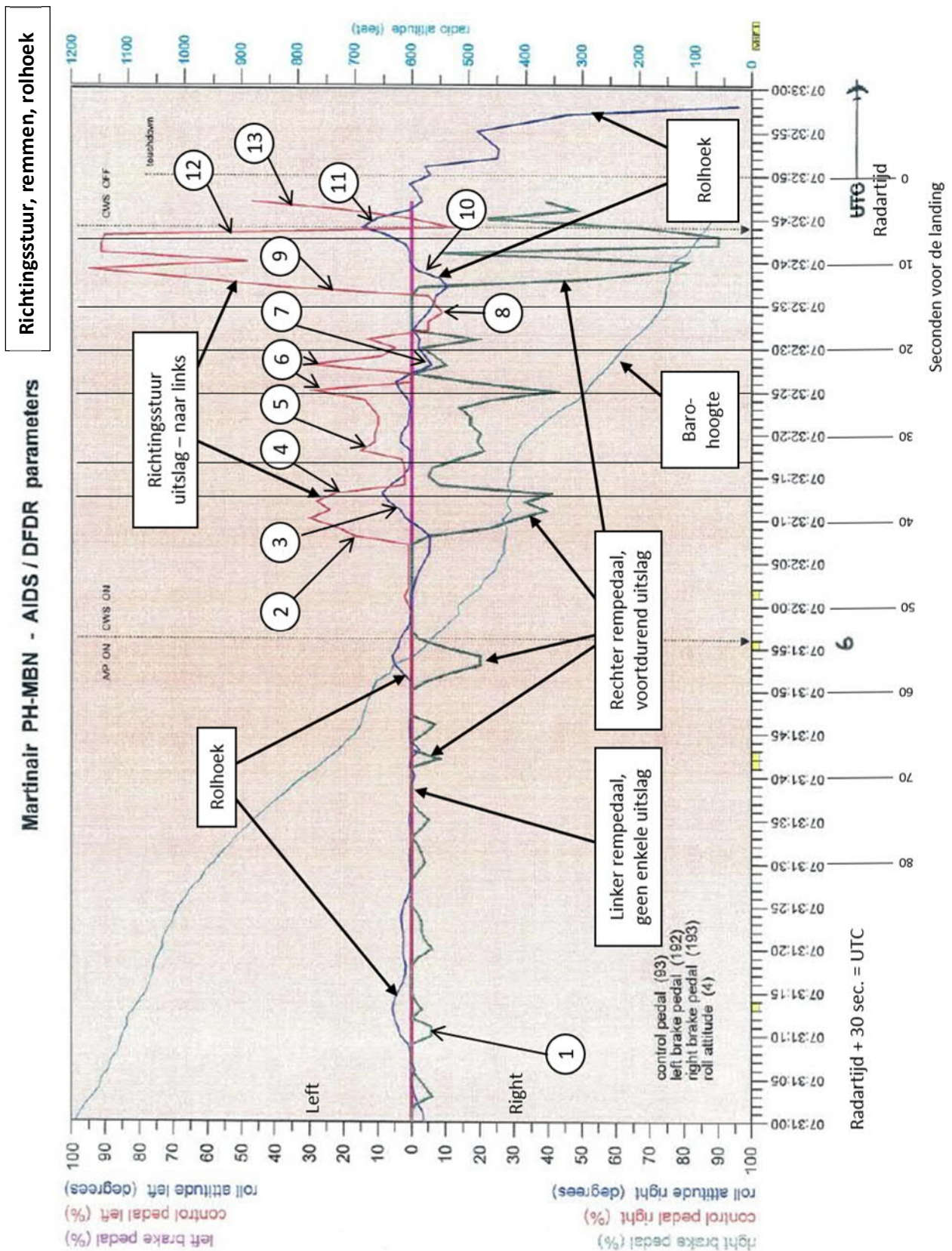
Bijlage 1. Pagina 1 uit RvO, Annex 15. Deel van DFDR Factual Report NTSB



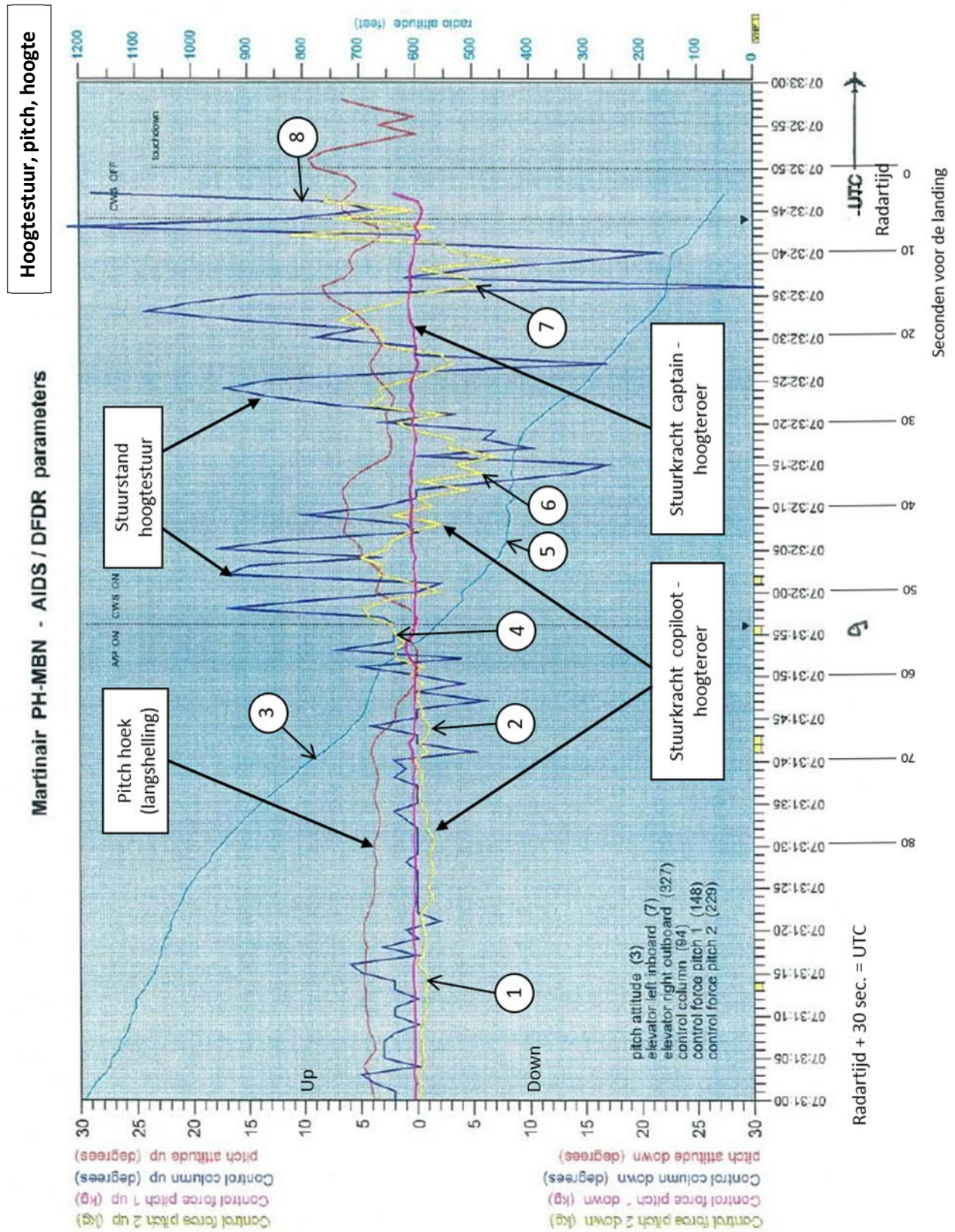
Bijlage 2. Pagina 2 uit RvO, Annex 15. Deel van DFDR Factual Report NTSB



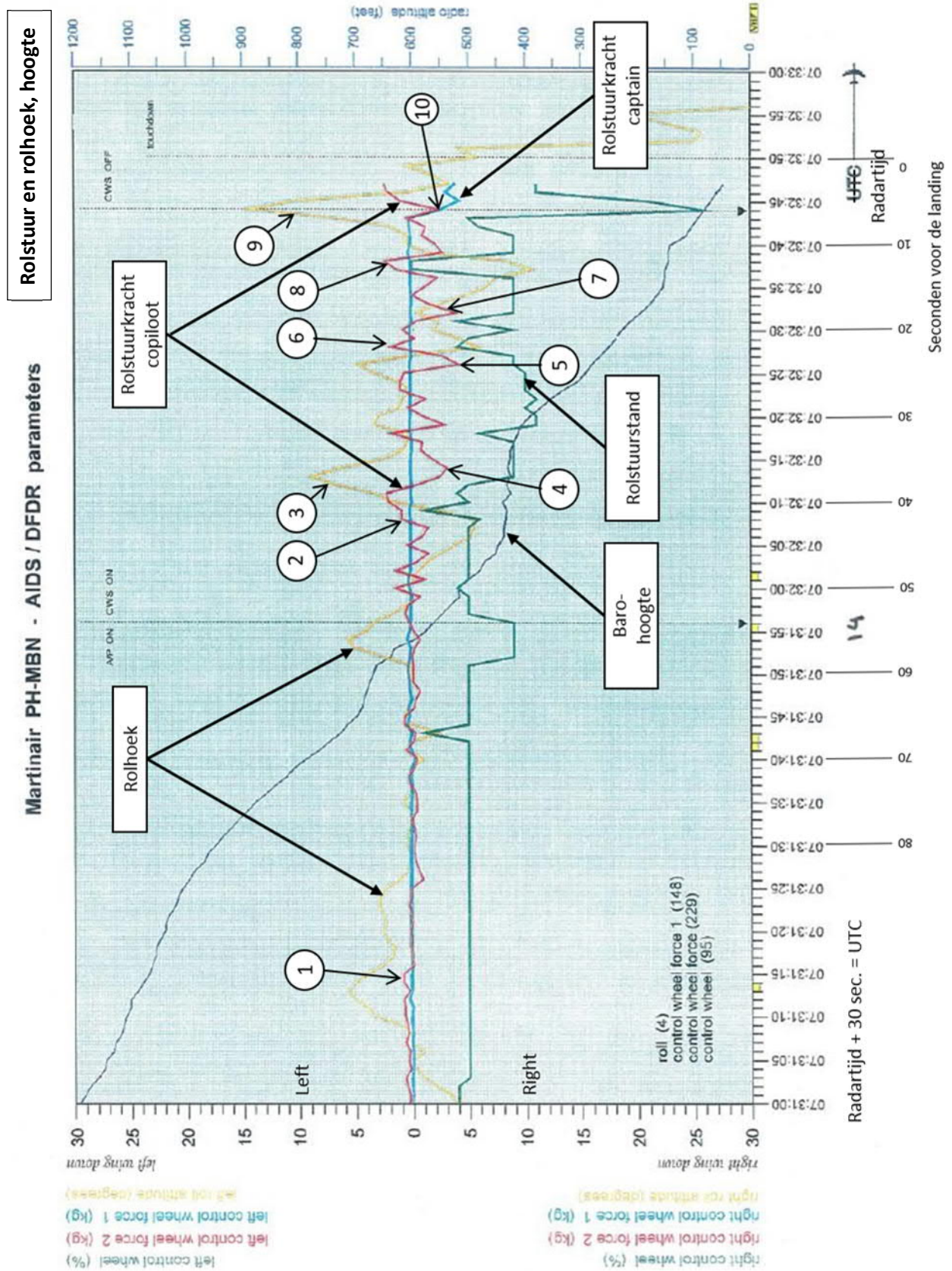
Bijlage 3. Grafiek 6 uit RvO, Annex 9, AIDS data. Richtingsstuur, remmen, rolhoek



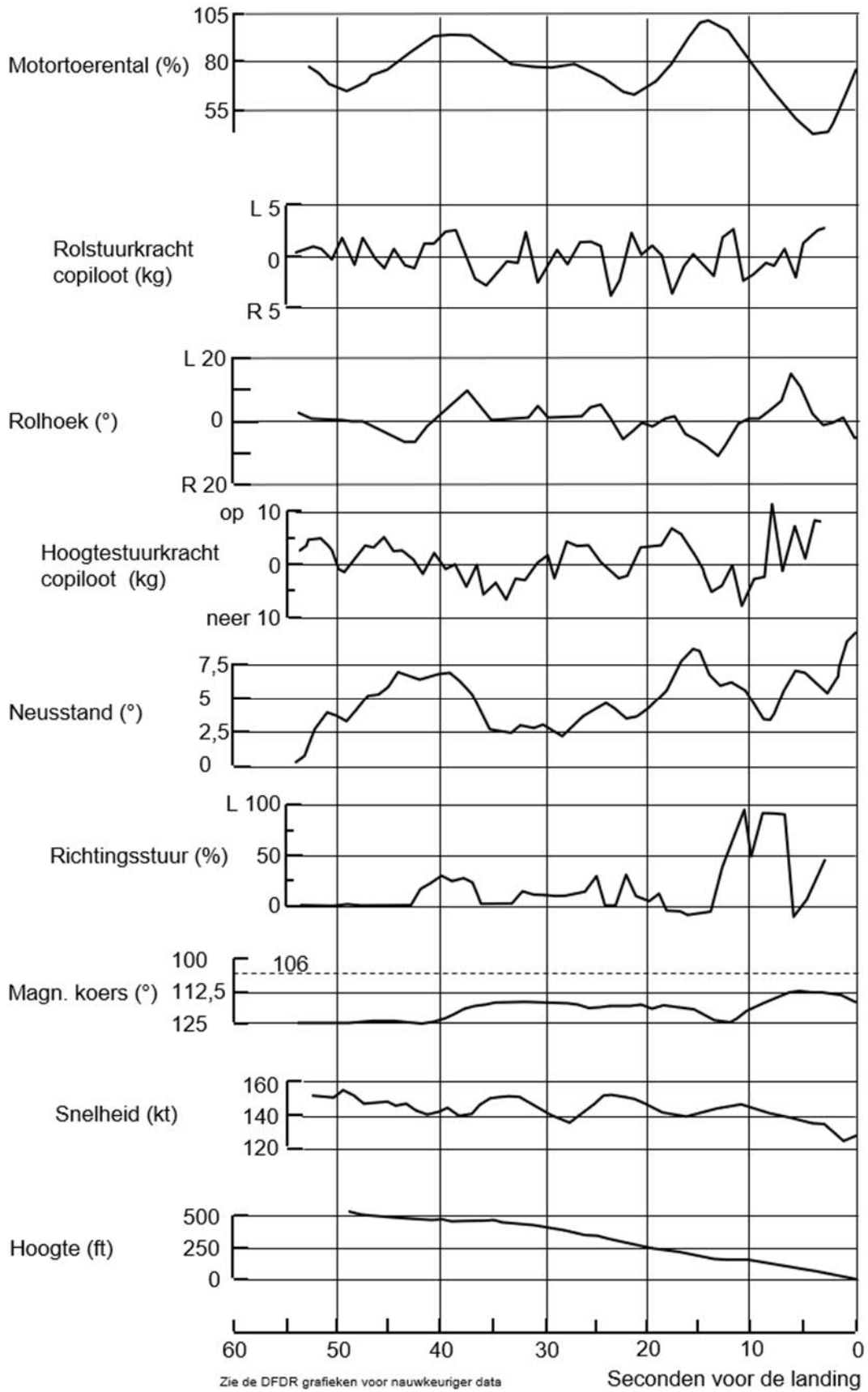
Bijlage 4. Grafiek 9 uit RvO, Annex 9, AIDS data. Hoogtestuur, neusstand (pitch), hoogte



Bijlage 5. Grafiek 14 uit RvO, Annex 9, AIDS data. Rolstuur en rolhoek, hoogte

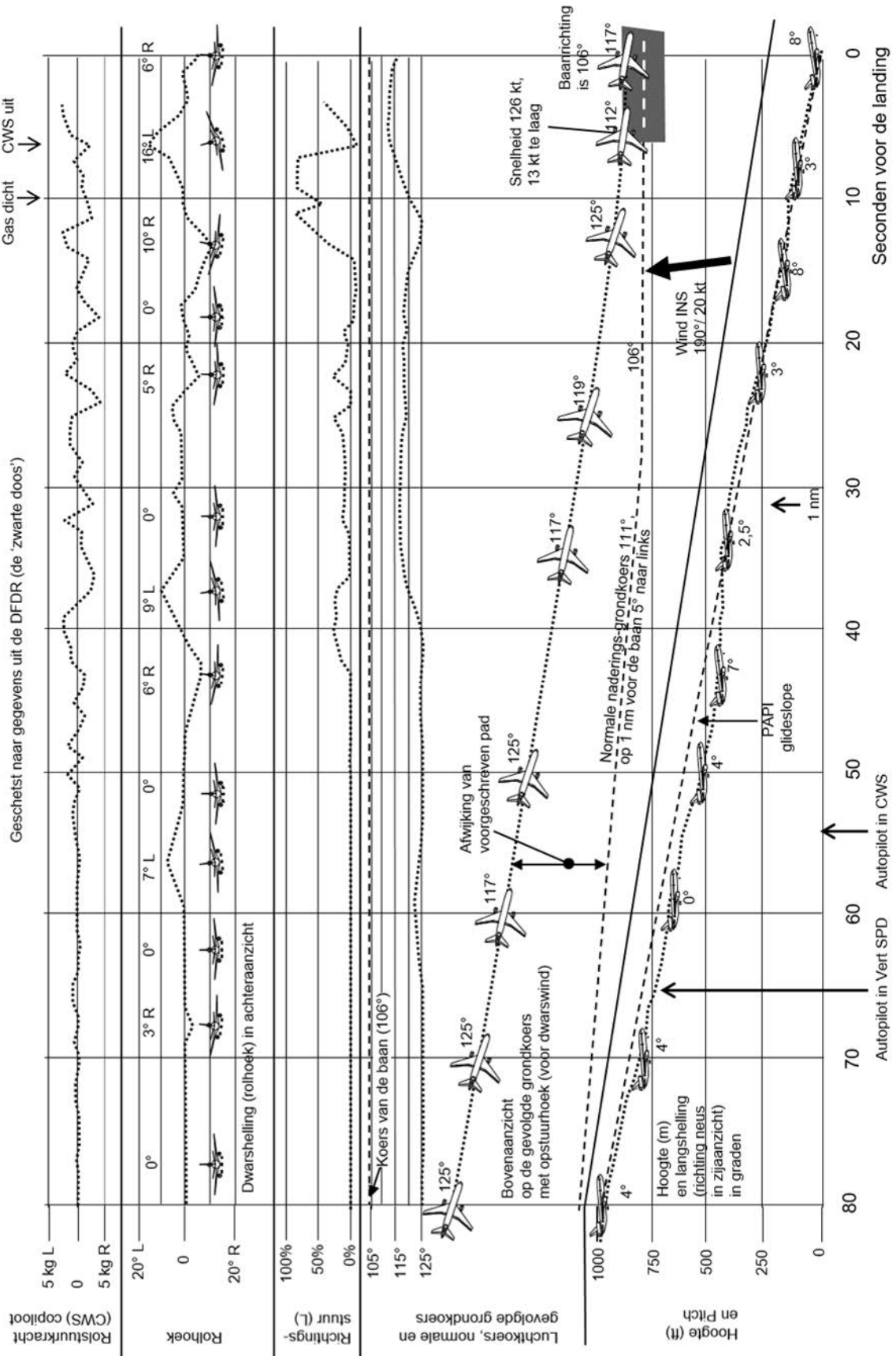


Bijlage 6. Gecombineerde stuur- en stand-data DFDR en AIDS



Bijlage 7. Laatste deel nadering in drie aanzichten

Laatste deel nadering in drie aanzichten



Bijlage 7