



Analyse

ongeval C-130H Hercules

Vliegbasis Eindhoven 15 juli 1996

door
Harry Horlings
AvioConsult

Geactualiseerd juli 2010

De kentering van conclusies

Analyse van het ongeval met een C-130H Hercules op Vliegbasis Eindhoven op 15 juli 1996.

De kentering van conclusies.

Geactualiseerd juli 2010.

Copyright © 2001 – 2010, **AvioConsult**. Alle rechten voorbehouden.

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

AvioConsult is een onafhankelijke luchtvaart consultancy. Zie ook www.avioconsult.com.
De auteur is graduate van de USAF Test Pilot School te Edwards Air Force Base, CA, USA.
Eerste editie: 17 juni 2001. ⑧

INHOUDSOPGAVE

Inhoudsopgave	iii
Lijst van tabellen en figuren.....	iii
refertes.....	iii
Lijst met afkortingen.....	iv
1. Inleiding	1
2. Eigenschappen C-130H Hercules.....	2
3. Vliegtuig-, meteo- en vliegveldgegevens.....	3
4. Normale voorgeschreven procedures	4
5. C-130 Low-Speed Flying Qualities.....	6
6. Analyse van het ongeval	8
7. Oorzaak van het ongeval.....	11
8. Maatregelen ter voorkoming van herhaling	12

LIJST VAN TABELLEN EN FIGUREN

Tabel 1. Vliegtuig-, meteorologische en vliegveldgegevens.....	3
Tabel 2. Voorgeschreven snelheden en vliegtuigconfiguratie.....	4
Figuur 1. Effect van rolhoek en gewicht (massa) op V_{MCA}	9

REFERTES

1. *Rapportage inzake het luchtvaartongeval op de Vlb Eindhoven, d.d. 15 juli 1996*, waarbij betrokken een Lockheed C-130 Hercules, registratienummer CH-06, van de Belgische Luchtmacht, Den Haag, 3 oktober 1996; Belgische en Nederlandse Luchtmacht.
2. *Eindrapport 01-97 Den Haag*, maart 1997; Raad van Advies inzake Luchtvaartongevallen bij Defensie.
3. 'Flight Manual' van de C-130H.
4. *SMP 777 'Flight Manual/Performance Manual'* van alle C-130 Hercules versies.
5. *C-130 Low-Speed Flying Qualities*, Publicatie van Lockheed, 3e druk, oktober 1992.
6. *Analyse van het Rapport van Ongeval met een Lockheed C-130H Hercules van de Belgische Luchtmacht op Vliegbasis Eindhoven op 15 juli 1996, d.d. 23 dec. 1996*; AvioConsult, 9 feb. 2009. Veilig
7. *Vliegen met een uitgevallen motor*. Artikel van Lt-Kol Ing. H. Horlings in tijdschrift Veilig Vliegen van de Koninklijke Luchtmacht, editie november 1999.
8. *Airplane Control after Engine Failure*. Rapport van AvioConsult, te downloaden van website www.avioconsult.com.

LIJST MET AFKORTINGEN

Afkorting	Betekenis
FM	Flight Manual, vliegtuighandboek
GW	Gross Weight, totaal gewicht
kt	knots (in deze analyse Knots Indicated Airspeed)
lb	pound, Engelse pond
OAT	Outside Air Temperature, temperatuur van de buitenlucht
OEI	One Engine Inoperative, één motor uitgevallen
SL	Sea Level, zee niveau
SMP 777	Performance Manual, prestatiehandboek van de Hercules
TEI	Two Engines Inoperative, twee motoren uitgevallen
TIT	Turbine Inlet Temperature, inlaat temperatuur van de motorturbine
V_{MCA}	Air Minimum Control Speed, minimum bestuurbaarsnelheid in de lucht
V_{MCA1}	Air Minimum Control Speed in de lucht met één motor uit
V_{MCA2}	Air Minimum Control Speed in de lucht met twee motoren uit

1. INLEIDING

1.1. Op 15 juli 1996 verongelukte een C-130H Hercules van de Belgische Luchtmacht op Vliegbasis Eindhoven. De Commissie van Onderzoek gaf in § 5.1 van de Rapportage (ref. 1) als vermoedelijke oorzaak:

- *Het ongeval ontstond als gevolg van de aanvaring met een groep vogels tijdens een doorstart. Door deze aanvaring vielen motorvermogens weg. Het wegvallen van de motorvermogens in combinatie met de landingssnelheid leidde vervolgens tot het verlies van bestuurbaarheid van het vliegtuig. In combinatie met de lage hoogte van het vliegtuig was het ongeval niet meer te vermijden.*

1.2. De Raad van Advies inzake Luchtvaartongevallen bij Defensie stelt op pag. 13 van haar Eindrapport 01-97 (ref. 2) als waarschijnlijke oorzaak van het ongeval:

Het ongeval werd ingeleid door:

- *het, zeer waarschijnlijk als reactie op de waarneming van vogels, maken van een doorstart op zeer lage hoogte, waarbij een zwerm vogels niet meer kon worden ontweken.*

Het ongeval werd onvermijdelijk toen:

- *Bij de vogelaanvaring 'bird ingestion' in de twee linker motoren plaatsvond waardoor het vermogen van deze twee motoren wegviel;*
- *Als gevolg van het vermogensverlies het vliegtuig op zeer lage hoogte onbestuurbaar werd en verongelukte.*

1.3. Het eerste deel van de conclusie van de Commissie van Onderzoek is op zich wel correct, maar het ongeval was wel te vermijden. De conclusie gaat niet ver genoeg en heeft daardoor geen waarde voor de preventie van ongevallen na het uitvallen van motoren. In deze analyse wordt de ware oorzaak beschreven en toegelicht, gebruikmakend van de formele vliegtuighandboeken en van de aan de USAF Test Pilot School opgedane kennis van het beproeven van meermotorige vliegtuigen, en wordt de oorzakelijkheid anders benaderd en geanalyseerd dan in de voornoemde rapporten om wel bij te dragen aan ongevallenpreventie.

De ten behoeve van deze analyse geraadpleegde documenten zijn het vliegtuighandboek ('Flight Manual', ref. 3) en het prestatiehandboek SMP 777 ('Performance Manual', ref. 4), dat tevens deel uitmaakt van het 'Flight Manual' van de Lockheed C-130 Hercules, en een door de fabrikant van het vliegtuig gepubliceerd boekje met de titel 'C-130 Low-Speed Flying Qualities' (ref. 5). De analyse beperkt zich tot het laatste deel van de vlucht en gaat niet in op de hulpverlening na het ongeval. Gebruik gemaakt wordt van de door de Commissie van Onderzoek in voornoemde Rapportage (ref. 1) gedocumenteerde vliegtuig- en vluchtgegevens.

1.4. In de tekst wordt de oorsprong van de vermelde gegevens weergegeven middels een verwijzing tussen haakjes in *cursief* lettertype naar de betreffende pagina van het 'Flight Manual' (FM) of het 'Performance Manual' SMP 777 (SMP). In dit 'Performance Manual' staan gegevens van alle Hercules

versies. In de eerste versie van deze analyse werd verwezen naar het 'Flight Manual' van de Nederlandse, verlengde versie van de Hercules (C-130H-30) aangezien toen niet kon worden beschikt over een 'Flight Manual' van de Belgische C-130H versie met normale lengte. In deze geactualiseerde versie wordt verwezen naar een analyse van een niet openbaar gemaakt rapport van ongeval (ref. 6) waarin de meest relevante teksten uit het Belgische Flight Manual zijn geciteerd.

1.5. In het tijdschrift Veilig Vliegen van de Koninklijke Luchtmacht heeft de schrijver van deze analyse in november 1999 een uitgebreid artikel gepubliceerd (ref.7) met uitleg over de minimum bestuurbaarheidsnelheid van een meermotorig vliegtuig nadat in relatief korte tijd alleen al in Nederland vier ongevallen waren gebeurd met als oorzaak een of meerdere uitgevallen motoren en daarop volgende bestuurbaarheidproblemen (Hercules, Saab SF-340 op Schiphol, Dakota DC-3 in de Waddenzee, Boeing 747-300 in de Bijlmer). Ook heeft hij lezingen daarover verzorgd voor de transportvliegers van de KLu, voor de Nederlandse Vereniging voor Luchtvaarttechniek, voor de Vliegveiligheidscommissie van de Vereniging van Nederlandse Verkeersvliegers en voor enkele Amerikaanse en Canadese luchtvaartmaatschappijen en vliegtuigmotorfabrikanten. Het genoemde 'paper' en de bevindingen uit deze analyse werden door de Federal Aviation Administration (FAA) gebruikt bij het samenstellen van een lespakket voor vliegers van meermotorige propellervliegtuigen ter voorkoming van soortgelijke ongevallen. Naar de mening van de FAA zijn ongevallen tijdens take-off en go-around na het uitvallen van een motor te talrijk.

2. EIGENSCHAPPEN C-130H HERCULES

2.1. Voorafgaand aan de analyse eerst een beknopte inleiding met enkele relevante gegevens van de Hercules.

De vier motoren drijven elk een propeller aan die tijdens de take-off, de vlucht en de landing met een constant toerental draaien. De trekkracht van de propellers wordt met de gashendels in de cockpit aan de behoefte aangepast en geregeld door de spoed van de propellerbladen te variëren. Als één of meerdere motoren uitvallen, dan ontstaat er door het verschil aan trekkracht aan de linker- en rechtersvleugels een giermoment om de denkbeeldige top-as van het vliegtuig die met een uitslag van het richtingsroer moet worden gecompenseerd om te voorkomen dat het vliegtuig 'doordraait' of slippend gaat vliegen. De aërodynamische kracht die door de roeruitslag ontstaat, is evenredig met het kwadraat van de vliegsnelheid. Hoe lager de snelheid, hoe kleiner die kracht en hoe meer richtingsroeruitslag nodig is om het vliegtuig 'op koers' te houden. Behalve uitslag van het richtingsroer is ook uitslag van de rolroeren nodig om de vleugels horizontaal te houden. Motor 1 is de buitenste motor aan de linkervleugel.

2.2. De snelheid waarbij de uitslag van roeren niet meer toereikend is om de koers te handhaven wordt de minimum bestuurbaarheidsnelheid V_{MCA} ('Air Minimum Control Speed') genoemd. Indien de vliegsnelheid lager is dan V_{MCA} dan moet er rekening mee worden gehouden dat het vliegtuig niet meer bestuurbaar zal zijn zodra een motor uitvalt of als een motor stil staat en de overige motoren op vol vermogen draaien, zoals voor kan komen tijdens de start of tijdens een 'go-around' (is een doorstart). In zowel het 'Flight Manual' (ref. 3) als het 'Performance Manual' (ref. 4) wordt aan het voorko-

men van het verlies van de bestuurbaarheid veel aandacht besteed en worden de vliegers middels vele 'Warnings' gewaarschuwd voor de gevolgen van het uitvoeren van onjuiste handelingen na motoruitval. Lockheed, de fabrikant van de Hercules, heeft niet alleen in de 'Flight en Performance Manuals' geschreven over de problemen die kunnen ontstaan met de bestuurbaarheid van het vliegtuig na motoruitval, doch heeft in aanvulling daarop ook de reeds eerder genoemde publicatie uitgebracht die geheel gewijd is aan de vliegeigenschappen van de C-130 bij lage snelheid ('C-130 Low-speed Flying Qualities', ref. 5). Het doel van deze publicatie is om aan de hand van tekst en illustraties een beter begrip te bewerkstelligen van de vliegeigenschappen bij lage snelheid en van de minimum bestuurbaarheidsnelheden die belangrijk worden na uitval van een of meerdere motoren. De bij motoruitval optredende fenomenen staan beschreven in een samenvattend artikel en in een uitgebreid rapport (ref. 8) die van de website van AvioConsult kunnen worden gedownload.

2.3. De minimum bestuurbaarheidsnelheden van de Hercules zijn door de fabrikant voorgeschreven in de 'Flight en Performance Manuals' van het vliegtuig om te voorkomen dat met te lage snelheid en tegelijkertijd hoge motorvermogens wordt gevlogen waarbij het verlies van het vermogen van één of meer motoren zou kunnen leiden tot een onbestuurbaar vliegtuig met potentieel catastrofale gevolgen.

3. VLIEGTUIG-, METEO- EN VliegVELDGEGEVENS

3.1. Aan de formele Rapportage van de Commissie van Onderzoek (ref. 1) werden de volgende voor de analyse van belang zijnde vliegtuig-, meteorologische en vliegveldegegevens ontleend zoals die waren ten tijde van het ongeval. Aangenomen is dat deze gegevens juist zijn.

Vliegtuig:	Lockheed C-130H Hercules
Registratie, operator:	CH-06, Belgische Luchtmacht
Motor type:	T56-A-15
Totale massa:	98000 lb
Flapstand:	100 %
Landing gear:	Down
Brandstofverdeling:	Symmetrisch over beide vleugels
Motorvermogen	op het moment van het ongeval (<i>Rapportage §4.1.3</i>):
#1:	-2174 lb
#2:	0
#3:	0
#4:	+4816 lb

Meteorologische en vliegveldegegevens Vliegbasis Eindhoven	
Datum/tijd:	15 juli 1996/ 18:02 uur
Temperatuur:	21,3° C
Luchtdruk (QNH):	1027 hPa
Wind:	010°/11-17 kt
Baan in gebruik:	04
Baanhoogte:	74 ft

Tabel 1. Vliegtuig-, meteorologische en vliegveldegegevens.

4. NORMALE VOORGESCHREVEN PROCEDURES

4.1. **'Take-off and landing data'**. Gebruikmakend van bovenstaande vliegtuig-, meteorologische en vliegveldgegevens werden de voor normale omstandigheden voorgeschreven en door de bemanning toe te passen snelheden voor nadering, landing en doorstart, alsmede de minimum bestuurbaarheidssnelheden (V_{MCA}), bepaald uit de grafieken in het 'Performance Manual' SMP 777 voor de C-130H. Bij elk gegeven is het paginanummer van de vindplaats tussen haakjes vermeld. Een korte uitleg van elke vermelde snelheid wordt in de volgende paragraaf (4.2) gegeven.

Snelheid	kt	Configuratie, condities en vindplaats
Approach speed	118	Is threshold speed + 10 kt, voorgeschreven in 'Performance Manual' (SMP pag. 9-2).
Threshold speed	108	Voor GW 98000 lb (SMP pag. 9-7) uitgaande van flight idle throttle stand.
Touchdown speed	97	Voor GW 98000 lb (SMP pag. 9-10). Dit is de laagste toegestane drempelsnelheid.
V_{MCA1} in ground effect	103	'Gear down, 50% flaps, OAT 21,3° C, Sea Level, 5° of bank into good engines, max. permissible power on operating engines, full rudder or 180 lb of rudder force, minimum weight' (SMP pag. 3-17 en 3-62, 3-63). Data met 100% 'flaps' is niet beschikbaar. ' V_{MCA1} is minimum control speed in the air with one engine inoperative'; ' V_{MCA2} is minimum control speed in the air with two engines inoperative'.
V_{MCA2} in ground effect	134	
V_{MCA1} out of ground effect	107	
V_{MCA2} out of ground effect	136	
Power-off stall speed met rolhoek:		Voor GW 98000 lb, 100% 'flaps'. (SMP pag. 3-118)
0°	78	
30°	85	
Go-around speed	134	'Warning in FM: go-around not to be attempted if airspeed is below V_{MCA2} ' (FM pag. 3-12 en 3-51)
Rotation speed	103	Is 5 kt lager dan 'take-off speed' maar nooit lager dan V_{MCA} in 'ground effect' (SMP pag. 3-17)
Take-off speed	91	Met 3 & 4 motoren, 50% 'flaps', 98000 lb (SMP 3-58). In dit geval (laag gewicht) lager dan de 'rotation speed', dus niet zinvol.

Tabel 2. Voorgeschreven snelheden en vliegtuigconfiguratie.

4.2. De betekenis en bedoeling van bovenstaande vliegsnelheden is als volgt:

- 'Approach speed' is de luchtsnelheid die het vliegtuig moet hebben tijdens de nadering van de landingsbaan;
- 'Threshold speed' is de snelheid die het vliegtuig moet hebben tijdens de landing bij het passeren van de baandrempel;
- 'Touchdown speed' is de snelheid waarmee het vliegtuig de baan tijdens de landing voor het eerst raakt;
- V_{MCA1} is de 'Air Minimum Control speed', de minimum bestuurbaarheidsnelheid in de lucht, met één van de motoren niet-werkend. Deze configuratie wordt ook wel genoemd: 'One Engine Inoperative'. Het vliegtuig is 'In Ground Effect' als de hoogte van het vliegtuig boven de grond kleiner is dan ca. de helft van de spanwijdte van de vleugels. Daarboven is het vliegtuig 'Out of Ground Effect'. Tijdens de meting van V_{MCA} is de buitenste motor aan de linkervleugel uitgezet. Tijdens operationeel gebruik is V_{MCA} van toepassing na uitval van één van de vier motoren, links of rechts;
- V_{MCA2} betekent hetzelfde als V_{MCA1} maar nu als twee motoren zijn uitgevallen. Tijdens de meting van V_{MCA2} zijn beide motoren aan de linkervleugel uitgezet. Tijdens operationeel gebruik is V_{MCA2} van toepassing na uitval van twee van de vier motoren, links en/of rechts;
- 'Power-off stall speed' is de laagste snelheid waarbij de vleugels nog net voldoende draagkracht leveren om te blijven vliegen terwijl de motoren geen vermogen leveren. Bij lagere vliegsnelheid verliezen de vleugels hun draagkracht;
- 'Go-around' speed is de snelheid waarmee een veilige doorstart kan worden uitgevoerd;
- 'Rotation speed' is de snelheid waarbij tijdens een 'take-off' het neuswiel van de startbaan wordt getrokken om met de klim te kunnen beginnen;
- 'Take-off speed' is de snelheid waarbij de achterste wielen van het landingsgestel de baan verlaten.

4.3. Deze snelheden worden voor aanvang van elke vlucht, en voor elke nadering berekend en/of opgezocht in het 'Performance Manual' (ref. 4) en opgeschreven op de zgn. 'C-130 'Take-off and Landing Data (TOLD) Card' die duidelijk zichtbaar voor beide vliegers in de cockpit wordt aangebracht.

4.4. In het 'Flight Manual' zijn voor alle vluchtfasen, zoals 'take-off, approach, landing, go-around', etc., normale en nood procedures voorgescreven die door de bemanning moeten worden toegepast. In elk van de procedures staan ook bijzondere veiligheidsmaatregelen en gevaarlijke toestanden beschreven waarvoor middels 'Warnings' en 'Cautions' wordt gewaarschuwd. De voor de analyse van het ongeval van belang zijnde 'Warnings' en 'Cautions' uit het 'Flight Manual' zijn, zoals eerder genoemd, in de Analyse van het rapport van ongeval (ref. 6) geciteerd en uitgelegd. Daar wordt hier korthedshalve naar verwezen.

4.5. In het 'Performance Manual' (ref. 4) worden de 'Air Minimum Control Speeds' in getalvorm gegeven en uitgelegd (pag. SMP 3-17 e.v.) en worden de volgende aanwijzingen gegeven:

- *Because of the powerful influence of bank angle on minimum control speed, it is important to maintain a bank angle away from the failed engine;*
- *Reduction of power on the opposite engine will reduce the yawing tendency caused by the asymmetric thrust and thus lower the minimum control speeds; however, a sacrifice in climb performance will result;*
- *The importance of maintaining 5 degrees of bank away from the failed engines is shown in figure 3-5 (is Figuur 1 in deze analyse op pag. 9).*

5. C-130 LOW-SPEED FLYING QUALITIES

5.1. Lockheed, de fabrikant van de Hercules vliegtuigen, heeft een reeds eerder genoemde publicatie uitgegeven getiteld 'C-130 Low-Speed Flying Qualities' (ref. 5). De 3^e druk hiervan verscheen in okt. 1992. In die publicatie wordt aan de hand van tekst en illustraties getracht een beter begrip te bewerkstelligen van de vliegeigenschappen van het vliegtuig bij lage vliegsnelheid en van de minimum bestuurbaarsnelheid. Het is bedoeld als aanvulling op het 'Flight Manual'. De paginanummers tussen haakjes verwijzen naar de betreffende pagina's in het boekje.

5.2. De minimum bestuurbaarsnelheid (V_{MCA}) is in het 'Flight Manual' vermeld om te voorkomen dat met snelheden wordt gevlogen die lager zijn omdat dan in het geval van het plotselinge verlies van motorvermogen een onbestuurbare situatie zou kunnen ontstaan met potentieel catastrofale gevolgen (pag. 2).

5.3. De minimum bestuurbaarsnelheid (V_{MCA}) is gedefinieerd als de laagste snelheid waarbij het na motoruitval nog mogelijk is een rechte vlucht (de koers) te handhaven. V_{MCA} van de Hercules is tijdens vliegproeven bepaald terwijl de meest kritieke motor (nr.1) uit stond, de propeller ervan niet in vaanstand en waarbij het vliegtuiggewicht zo laag mogelijk was (is het meest kritiek), 5° rolhoek werd aangerold in de richting van de goede motoren en maximum richtingsroeruitslag werd gegeven of een toegestaan maximum van 180 lb stuurkracht (pag. 6).

5.4. Indien een motor uitvalt als de vliegsnelheid hoger is dan de in het 'Flight Manual' gepubliceerde V_{MCA} , dan is minder richtingsroeruitslag nodig dan de maximaal beschikbare om een rechte vlucht te handhaven. Als echter een motor uitvalt en de vliegsnelheid is lager dan V_{MCA} , dan zijn de beschikbare aërodynamische krachten van de roeren te laag om een rechte vlucht te kunnen handhaven en beschrijft het vliegtuig een gier en/of rolbeweging die niet te stoppen is. Dit kan uiteindelijk leiden tot een catastrofe. Met andere woorden, door ervoor te zorgen dat de vliegsnelheid boven de in het 'Performance Manual' gepubliceerde V_{MCA} blijft kan het vliegtuig, na het uitvallen van een of meerdere motoren, bestuurbaar blijven, mits ook een kleine rolhoek wordt aangehouden in de richting weg van de uitgevallen motor(en). Uiteraard is de totale beschikbare trekkracht minder; in-

dien meerdere motoren zijn uitgevallen dan zou er onvoldoende trekkracht over kunnen zijn om de vlieghoogte te handhaven (*pag. 6*).

5.5. De na een motorstoring optredende asymmetrische krachtenverdeling op het vliegtuig veroorzaakt gier- en rolmomenten die gebalanceerd moeten worden door òf het vermogen van de tegenover de uitgevallen motor liggende motor te reduceren, òf door tegenstuur te geven met het richtingsroer, rolroer en het hoogteroer. Gebruik van de roeren is alleen succesvol als de vliegsnelheid hoger is dan V_{MCA} .

Tijdens 'take-off' en 'go-around' kan het reduceren van het vermogen van de tegenover de uitgevallen motor liggende motor wel eens niet mogelijk zijn door het dan optredende tekort aan klimvermogen. Dan is dus alleen aërodynamische besturing mogelijk met richtings- en rolroeren (en moet de vliegsnelheid hoger dan V_{MCA} zijn). Indien geen rolhoek van 5° 'into the good engine' wordt aangerold dan is V_{MCA} hoger dan in het 'Performance Manual' staat. Deze kleine rolhoek heeft een zeer gunstig (dus verlagend) effect op V_{MCA} en is voor de besturing bij lage snelheid en met een uitgevallen motor volgens Lockheed essentieel (*pag. 8*).

5.6. 'Go-arounds' moeten volgens Lockheed (*pag. 34*) zo vroeg mogelijk worden geïnitieerd indien daartoe de noodzaak ontstaat. De beste procedure is:

- (1) motoren naar 'full take-off power';
- (2) 'flaps' van 100 naar 50%;
- (3) daling voortzetten totdat de snelheid hoger is dan V_{MCA} .

Pas nadat de snelheid hoger is dan V_{MCA2} mag met de klim worden aangevangen.

5.7. Indien de vlieghoogte gering is als een 'go-around' nodig wordt – zoals het geval was op Vlb Eindhoven – dan dient de bemanning volgens Lockheed uiterst alert te zijn met het naar voren schuiven van de gashendels. Trage en verschillen in reactie van de (overgebleven) motoren kan leiden tot verlies van bestuurbaarheid als deze situatie niet onmiddellijk wordt onderkend en correctieve actie niet onmiddellijk wordt genomen. Voor een succesvolle 'go-around' is voldoende vermogen nodig en een vliegsnelheid die hoger is dan V_{MCA} .

5.8. Als, op enig moment in de 'go-around', de vlieger niet zowel voldoende motorvermogen heeft om te klimmen als een vliegsnelheid die hoger is dan V_{MCA} , dan zou de vlieger volgens Lockheed onmiddellijk de gashendels van de overgebleven motoren moeten dichttrekken en rechtuit landen. Een beheerste landing naast de landingsbaan met een bestuurbaar vliegtuig is te prefereren boven een onbeheerste aanraking met de grond van een door de te lage snelheid onbestuurbaar geworden vliegtuig. Bestuurbaarheid zonder performance is niet gewenst, maar onbestuurbaarheid is veel erger (*pag. 35*). Tot zover citaten uit het boekje van Lockheed. In het artikel in Veilig Vliegen van nov. 1999 (ref. 7) worden de hierboven beschreven vlieg eigenschappen ook behandeld en ook in het Rapport Airplane Control after Engine Failure (ref. 8).

6. ANALYSE VAN HET ONGEVAL

6.1. De informatie in de voorgaande hoofdstukken is gegeven om een appreciatie te bewerkstelligen voor de veelheid aan aanwijzingen, procedures, 'Warnings & Cautions' waarmee de bemanningen tijdens de uitvoering van de vlucht en bij de afhandeling van motorproblemen te maken hebben. Er is door Lockheed dus veel geschreven over en gewaarschuwd voor gevaarlijke situaties na het uitvallen van één of meerdere motoren. De C-130 Hercules is een niet-ongevaarlijk vliegtuig als één of meerdere motoren uitvallen en het vliegtuig niet in kundige en ervaren handen is.

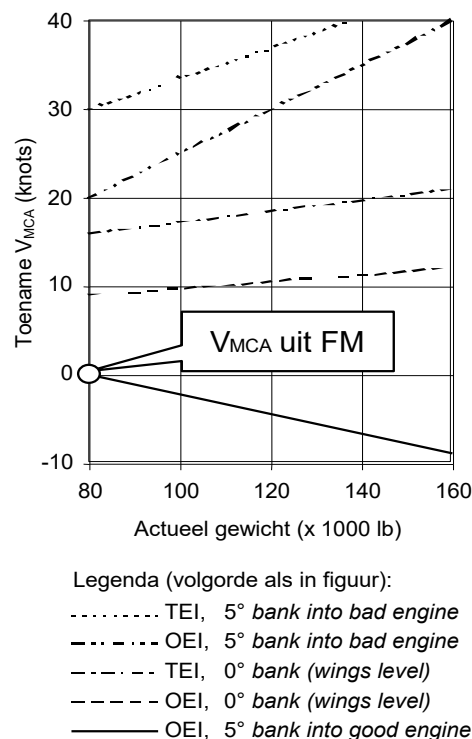
In dit hoofdstuk wordt het ongeval geanalyseerd gebruik makend van de eerder gegeven informatie en vluchtgegevens.

6.2. Er wordt van uitgegaan dat de nadering naar het vliegveld werd gevlogen conform de normale procedures en dat er tot aan de vogelaanvaringen geen problemen waren. De V_{MCA} 's behoren vòòr de 'take-off' te worden berekend of opgezocht in het 'Performance Manual' en met de overige voor de 'take-off' en landing benodigde gegevens te worden genoteerd op de 'C-130 Take-off and Landing Data Card'. Deze 'Card' bevindt zich in het blikveld van de bemanning zodat zij er zonder al te veel moeite op elk moment tijdens de vlucht, ondermeer bij de nadering, landing en bij het initiëren van een 'go-around', kennis van kunnen nemen. De voorgeschreven snelheden tijdens de nadering van het Vliegveld Eindhoven onder de heersende weersomstandigheden staan in *Tabel 2*: de voorgeschreven naderingssnelheid was 118 kt, de 'threshold' snelheid 108 kt en de 'touchdown' snelheid 97 kt. Op het moment van de vogelaanvaringen vloog het vliegtuig boven de baandrempel, dus zal de snelheid zich tussen de laatstgenoemde twee waarden hebben bevonden.

6.3. Uit de Rapportage blijkt niet of als gevolg van de vogelaanvaring eerst motoren 1 en 2 uitvielen en motor 3 daarna door de bemanning is afgezet of dat motor 3 al voor de vogelaanvaring werd afgezet. Dat antwoord blijkt uit de navolgende analyse. Indien eerst motoren 1 en 2 uitvielen en motoren 3 en 4 vol vermogen leveren na het initiëren van de 'go-around', dan ontstaat een situatie waarvoor de minimum bestuurbaarsnelheid V_{MCA} 134 kt is, mits de voorgeschreven rolhoek 'into the good engines', in dit geval naar rechts, van 5° is aangerold. Als dat niet wordt gedaan en de vleugels desondanks toch horizontaal worden gehouden, dan is de actuele V_{MCA} bij een vliegtuigmassa van 98000 lb bijna 17 kt hoger dan de waarde die in het 'Performance Manual' staat en is in dit geval ca. 150 kt. Dit is ontleend aan het in het vorige hoofdstuk beschreven boekje van Lockheed waarin Figuur 1 (zie pag. 9) staat. De vliegsnelheid was echter tussen 97 en 108 kt. Het gevolg van een dergelijk groot verschil tussen vliegsnelheid en actuele minimum bestuurbaarsnelheid is dat het vliegtuig zeker niet meer bestuurbaar zal zijn en dat er direct na het uitvallen van 1 en 2 een abrupte gierbeweging naar links zal beginnen, vrijwel direct gevolgd door een even felle rolbeweging eveneens naar links die met behulp van de stuurorganen niet is tegen te gaan. Het vliegtuig zou – omdat het met lage snelheid en op lage hoogte vloog – vrijwel direct onbestuurbaar zijn geworden en op of vlak naast de landingsbaan zijn terechtgekomen. De resterende vliegtijd na het uitvallen van motoren 1 en 2 was echter 12 seconden en het vliegtuig maakte geen felle rolbeweging want het raakte met de vleugeltip voor het eerst de grond op ca. 190 m afstand van het midden van de landingsbaan.

6.4. Indien motor 3 is afgezet en de overige motoren 1, 2 en 4 leveren maximum vermogen ten behoeve van de go-around, dan is de minimum bestuurbaarsnelheid 103 kt mits ook wordt voldaan aan de overige in de 'Performance Manual' voorgeschreven condities, waartoe ook weer behoort een rolhoek 'into the good engines', in dit geval naar links, van 5°. Als de vleugels echter horizontaal worden gehouden, dan is de actuele V_{MCA} bij een vliegtuigmassa van 98000 lb bijna 10 kt hoger dan de waarde die in het 'Performance Manual' staat. Dan is de minimum bestuurbaarsnelheid (V_{MCA}) dus $103 + 10 = 113$ kt in plaats van 103 kt (zie Figuur 1 hieronder). Aangezien motor 3 een binnenmotor is aan de minder-kritische rechterzijde, is de actuele V_{MCA} vermoedelijk lager en wellicht bijna gelijk aan de 'touchdown' snelheid (97 kt). De vliegsnelheid zal echter niet veel lager zijn geweest dan de actuele V_{MCA} hetgeen ook moge blijken uit de slechts zeer langzame toename van de rolhoek en de baan die het vliegtuig beschreef in de 12 sec. na de vogelaanvaring, ervan uitgaande dat de vliegers wel vol voeten- en rolstuur naar rechts gaven.

Daarom is het aannemelijk dat motor 3 reeds door de bemanning was afgezet voordat motoren 1 en 2 door de vogels werden geraakt en uitvielen.



Figuur 1. Effect van rolhoek en gewicht (massa) op V_{MCA} .

6.5. Indien motoren uitvallen terwijl de 'powersetting' van alle motoren laag is, zoals tijdens een normale nadering het geval is, ontstaan er geen bestuurbaarheidproblemen.

6.6. De bemanning besloot na het waarnemen van vogels en het bewust afzetten van motor 3 een 'go-around' oftewel een doorstart te maken. Volgens het 'Flight Manual' dient de snelheid bij een doorstart tenminste V_{MCA2} (in dit geval 134 kt) te zijn. Met andere woorden: indien een doorstart per sé noodzakelijk wordt geacht tijdens het vliegen op of nabij de baandrempel (met

'threshold' of 'touchdown' snelheid (108 resp. 97 kt)) moet de snelheid – of er motor(en) zijn uitgevallen of niet – eerst worden opgevoerd met symmetrische motoren voordat met de klim mag worden begonnen. Hierdoor blijft de bestuurbaarheid gegarandeerd als onverhoopt (nog) een motor zou uitvallen. Is het niet mogelijk op deze wijze te accelereren tot V_{MCA2} (134 kt), dan mag helemaal geen doorstart worden gemaakt en moet worden geland. Zie nogmaals de 'Warnings' ter zake in de in § 4.4 genoemde analyse (ref. 6).

6.7. Door de vogelaanvaring vielen motoren 1 en 2 uit en draaide alleen motor nummer 4 op vol vermogen. Voor de momentenverdeling op het vliegtuig was het gunstig dat op het moment dat motoren 1 en 2 uitvielen motor 3 al uit was (zie ook § 6.4). De reactie van het vliegtuig was nu niet zo heftig als die zou zijn geweest als niet alleen motor 4, maar ook motor 3 op vol vermogen had gedraaid. De momentenverdeling rond de top-as, die zeer relevant is voor de hoogte van de minimum bestuurbaarsnelheid, was nu alsof alleen motor nummer 1 was uitgevallen, immers de symmetrisch ten opzichte van de langsas van het vliegtuig aangebrachte motoren 2 en 3 waren beide uit en leverden geen giermoment rond de top-as. De minimum bestuurbaarsnelheid zou op dat moment volgens het 'Performance Manual' dan ook ca. 103 kt (V_{MCA1}) moeten zijn mits de rolhoek 5° de kant op was van de goede motor, en die is nu tegengesteld aan de rolhoek die het vliegtuig behoorde te hebben nadat alleen motor 3 was afgezet. Indien de vleugels echter horizontaal worden gehouden is V_{MCA1} 10 kt hoger zoals in § 6.4 is uitgelegd.

6.8. Door de niet met de stuurorganen te voorkomen en te corrigeren gier- en rolbewegingen naar links – ondanks de ongetwijfeld door de bemanning toegepaste rol- en richtingsroeruitslag naar rechts – alsmede door de hoge 'powersetting' van motor 4 had het de bemanning duidelijk kunnen zijn dat de vliegsnelheid lager was dan de actuele minimum bestuurbaarsnelheid. Indien reeds maximum uitslag met het richtingsroer zowel als met het rolroer naar rechts wordt gegeven en het vliegtuig wil die richting niet op gaan, m.a.w. het vliegtuig reageert niet op de 'stuurcommando's', dan zijn de enige manieren om de bestuurbaarheid terug te winnen het laten toenemen van de snelheid – hetgeen hier niet mogelijk was door de geringe hoogte – of het reduceren van het vermogen van de overgebleven motor. Hierop wordt in het 'Flight Manual', het 'Performance Manual' en in het speciaal voor dit doel door Lockheed uitgebrachte boekje zeer uitgebreid gewezen. Zie o.m. § 4 en § 5.8. Een kleine reductie in het vermogen van motor 4 had vermoedelijk reeds geleid tot betere bestuurbaarheid onder de gegeven overige omstandigheden. Een landing in het gras naast de landingsbaan was op dat moment onvermijdbaar, maar het vliegtuig zou wel bestuurbaar zijn geweest inhoudende onder meer dat de vleugels horizontaal gehouden hadden kunnen worden en de schade zou zijn beperkt tot de onderzijde van de romp. Een bestuurbaar vliegtuig tijdens een landing is ook volgens Lockheed (§ 5.8) beter dan een onbeheerste aanraking (van een vleugeltip) met de grond zoals he-laas op Vlb Eindhoven is gebeurd.

6.9. Nog een indicatie voor het feit dat de vliegsnelheid slechts een weinig lager was dan de actuele minimum bestuurbaarsnelheid V_{MCA1} is de kleine rolhoek die het vliegtuig had op het moment van de eerste aanraking met de grond, gezien de kleine afstand tussen de afdruk in de grond van de aanraking van de vleugeltip en die van motor 1 en de linker pylontank. Indien de vliegsnelheid veel lager zou zijn geweest dan de V_{MCA} , dan zou de

rolsnelheid groter zijn geweest en zou in de resterende vliegtijd ook de rolhoek groter zijn geworden. Nadat de vleugeltip de grond zou hebben geraakt zou eerst de neus van het vliegtuig de grond in zijn gegaan, en niet een propeller 1 en de linker pylontank.

6.10. Eén motor levert te weinig vermogen om het vliegtuig te laten klimmen. In het 'Performance Manual' ontbreekt daarover zelfs informatie. Het vliegtuig was door het wegvallen van het vermogen van drie motoren derhalve 'veroordeeld' tot een landing en niet alleen doordat de vliegsnelheid veel lager was dan de voor een 'go-around' voorgeschreven snelheid (V_{MCA2}).

6.11. Het is mogelijk om de inleiding tot het ongeval 'na te bootsen' tijdens een vlucht op veilige hoogte zodat de hierin gegeven analyse op waarheid kan worden getoetst, mits dit wordt uitgevoerd door of onder leiding van experimenteel testvliegers of Flight Test Engineers. Een simulator of vluchtna-bootser is hiervoor niet geschikt aangezien de vliegeigenschappen van het vliegtuig bij lage snelheid en met een of meerdere afgezette motoren niet natuurgetrouw kunnen worden nagebootst in een simulator.

7. OORZAAK VAN HET ONGEVAL

7.1. De hoofdoorzaak van het ongeval is het initiëren en doorzetten van een 'go-around' bij veel te lage snelheid. De veilige snelheid voor het uitvoeren van een 'go-around' is volgens de fabrikant altijd V_{MCA2} , in dit geval 134 kt. De snelheid van het vliegtuig bij het initiëren van de doorstart was lager dan 97 kt zodat de waarschuwing uit het 'Flight Manual' dat een 'go-around' slechts mag worden uitgevoerd nadat de vliegsnelheid is opgevoerd tot V_{MCA2} is veronachtzaamd. De 'go-around' snelheid (V_{MCA2}) is in het 'Flight Manual' voorgeschreven omdat rekening wordt gehouden met het uitvallen van twee motoren aan één vleugel tijdens de doorstart, hetgeen hier tragischerszins gebeurde. Indien de vliegsnelheid tijdens de nadering lager is dan V_{MCA2} en er kan niet worden geaccelereerd tot V_{MCA2} door de vlieghoogte om te zetten in snelheid of door de snelheid op veilige wijze op te voeren met behulp van het (asymmetrisch) vermogen van de overgebleven motoren, dan zou een 'go-around' **niet** mogen worden uitgevoerd (ook al zijn er vogels) en moet de landing worden doorgezet (zie § 4.4).

7.2. Na de vogelaanvaring waren drie van de vier motoren uitgevallen maar was de momentenverdeling rond de top-as (die belangrijk is voor de bestuurbaarheid) alsof er maar één was uitgevallen (motor 1). Motoren 1, 2 en 3 leverden geen, maar motor 4 leverde vol vermogen waardoor de actuele V_{MCA} niet 134 kt (V_{MCA2}) was, maar 103 kt (V_{MCA1}) of ca. 113 kt als niet de voorgeschreven rolhoek van 5° 'into the good engine' werd aangerold doch de vleugels horizontaal werden gehouden. Dit laatste is niet bekend. Gezien het feit dat de langsas van het vliegtuig niet in de richting van de landingsbaan kon worden gehouden maar dat de koers van het vliegtuig ongewild naar links veranderde, moet de vliegsnelheid lager zijn geweest dan V_{MCA1} (103 kt) en dus beslist veel te laag voor het uitvoeren van een 'go-around'.

7.3. Als het vermogen van motor 4 zou zijn gereduceerd om de bestuurbaarheid te herstellen, zoals het Flight Manual voorschrijft, zelfs als dat zou zijn gedaan toen de Hercules al boven het gras vloog, had het ongeval alsnog kunnen worden voorkomen, of had minder erg kunnen aflopen. Dit is een noodprocedure waarvoor in het 'Flight Manual' van de Hercules, terzake van

het vliegen met lage snelheid en uitgevallen motor(en), talrijke aanwijzingen worden gegeven (§ 4.4) en die ook in de genoemde Lockheed publicatie wordt besproken (zie § 5.8). Een oorzaak van het ongeval is dus ook het niet reduceren van het vermogen van motor 4.

7.4. Het besluit een 'go-around' te initiëren met veel te lage snelheid, maar ook het nalaten van het reduceren van het vermogen van motor 4 om de gewenste koers te handhaven kan niet alleen duiden op onbekendheid met en/of onervarenheid in het omgaan met de voorgeschreven procedures en met de vele 'Warnings' over het vliegen met lage snelheid en met motorpech, maar ook op tekortkomingen in de opleiding en praktijktraining van de bemanning. De bemanning had tijdens hun opleiding op de Hercules en op het squadron ongetwijfeld ook de beschikking over alle gegevens die in deze analyse zijn gepresenteerd en gebruikt.

7.5. In tegenstelling tot de bevindingen van de Commissie van Onderzoek en van de Raad van Advies inzake Luchtvaartongevallen bij Defensie was het ongeval niet onvermijdelijk door het **wegvallen** van motorvermogens in combinatie met de landingssnelheid die leidden tot het verlies van bestuurbaarheid, maar was het ongeval juist het gevolg van het **aanhouden** van motorvermogen op motor nummer 4 bij te lage snelheid waardoor het vliegtuig onbestuurbaar werd en verongelukte. Bovendien was de snelheid volgens het 'Flight Manual' veel te laag om een 'go-around' te mogen initiëren, zelfs al hadden alle motoren gewerkt. De bemanning heeft de in het 'Flight Manual' van de Hercules voorgeschreven procedures voor het uitvoeren van een 'go-around' niet toegepast.

8. MAATREGELEN TER VOORKOMING VAN HERHALING

8.1. De Raad van Advies inzake Luchtvaartongevallen bij Defensie heeft geen opdracht of aanbeveling gegeven om de theoretische en praktische opleiding van (Hercules)vliegers, met name ten aanzien van het vliegen met lage snelheden en met asymmetrische motorvermogens, te verbeteren. Deze analyse toont aan dat dit beslist noodzakelijk is om herhaling van soortgelijke ongevallen te voorkomen.

8.2. De Hercules is een moeilijk te hanteren vliegtuig als er een motor uitvalt en zou niet het instapmodel mogen zijn voor (jonge) vliegers die afkomstig zijn van eenmotorige vliegtuigen of helikopters en die derhalve weinig of geen ervaring hebben op meermotorige vliegtuigen. De ervaringseis voor Herculesvliegers dient te worden aangepast aan de moeilijkheidsgraad van het vliegtuig. ■