Analyse

van het

Rapport van het ongeval

met een Lockheed C-130H Hercules
van de Belgische Luchtmacht op
Vliegbasis Eindhoven op 15 juli 1996,
d.d. 23 dec. 1996

door
Ing. Harry Horlings
Avio*Consult*
Lt-Kol b.d. Koninklijke Luchtmacht
Graduate USAF Test Pilot School

Analyse van het **rapport van het ongeval** met een Lockheed C-130H Hercules van de Belgische Luchtmacht op Vliegbasis Eindhoven op 15 juli 1996, d.d. 23 dec. 1996

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*. 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).

Avio*Consult* 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, class 85A.
Eerste editie: 9 februari 2009.

INHOUDSOPGAVE:

1. Inleiding 4
1.1. Het ongeval. 4
1.2. Eigenschappen C-130H Hercules. 5

2. Analyse van het Rapport van Ongeval 6
2.1. Analyse § 15 b, (1) Doorstart, (a) 2e alinea, pagina 29. 6
2.2. Analyse § 15 b, (3) Feather motor nr. 3, (a) Tijdsbestek, pagina 30. 16
2.3. Analyse § 15 b, (4) Controlability, 1e deel, pagina 30. 17
2.4. Analyse § 15 b, (4) Controlability, 2e deel, pagina 30. 21
2.5. Analyse § 15 b, (4) Controlability, 2e alinea, 1e deel, pagina 31. 22
2.6. Analyse § 15 b, (4) Controlability, 2e alinea, 2e deel, pagina 31 24
2.7. Analyse § 15 b, (4) Controlability, Note op pagina 31. 26
2.8. Analyse § 15 b, (4) Controlability, 1e alinea, 2e deel, pagina 32. 27
2.9. Analyse § 15 b, (5) Correctieve actie bemanning, pagina 32. 27
2.10. Analyse § 15 b, (5) 2e alinea, pagina 32. 28
2.11. Analyse § 15 b, (5) 4e alinea, pagina 32. 29
2.12. Het ongeval § 15 c. Subconclusies, pagina 32. 30
2.13. Postcrash analyse § 16 c. 1e alinea, 2e zin, pagina 39. 30
2.14. Postcrash analyse § 16 c. 2e alinea, Note, pagina 39. 30
2.15. Postcrash analyse § 16 e. Escape procedures, pagina 40. 31
2.16. Oorzaak van het ongeval § 19, pagina 43. 31
2.17. Besluiten § 20, pagina 43 31

3. Conclusies van deze analyse van het rapport van ongeval 31

4. Oorzaak van het ongeval 32

5. Aanbevelingen 32

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. *Analyse Hercules ongeval*, Avio*Consult*, 17 juni 2001, zie website www.avioconsult.com.
3. *Rapportage (vertrouwelijk) inzake het luchtvaartongeval op Vlb Eindhoven*, d.d. 15 juli 1996 met een Lockheed C-130H, reg. nr. CH-06 van de Belgische Luchtmacht, d.d. 23 dec. 1996.
4. *Flight Manual for the Belgian Air Force*, Lockheed C-130H, FM 382C-25D, 30 Sept. 1993.
5. *Flight manual, Performance data for Lockheed Hercules*, SMP 777, TO 1C-130(Z)A-1-1, d.d. 29 May 1987, Change 7 van toepassing sinds 10 dec. '93.
6. *C-130 Low-Speed Flying Qualities*, Publicatie van Lockheed, 3e druk, oktober 1992.
7. *Airplane Control after Engine Failure*, Report by Avio*Consult*, June 2005, zie website www.avioconsult.com.
8. Artikel *Bestuurbaarheid van meermotorige vliegtuigen na motoruitval*, tijdschrift Piloot en Vliegtuig, december 2008 door Ing. Harry Horlings, zie ook website www.avioconsult.com.
9. *Military Specification MIL-F-8785C*, Flying Qualities of Piloted Airplanes.
10. *The Effect of Bank Angle and Weight on the Minimum Control Speed V_{MCA} of an Engine-out Airplane*, Avio*Consult*, 2007, zie website www.avioconsult.com.

AFKORTINGEN:

ft	foot	TOLD	Takeoff and Landing Data
KIAS	Knots Indicated Airspeed	V_{MCA}	Minimum control speed - airborne
kt	knot (knoop, 1,852 km/h)	V_{MCA2}	Minimum control speed, 2 motoren uit
lb	pound (pond, 454 g)		

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

1. INLEIDING

1.1. **Het ongeval.**

1.1.1. Op 15 juli 1996 verongelukte een Lockheed C-130H Hercules (CH-06) van de Belgische Luchtmacht op Vliegbasis Eindhoven na tijdens een doorstart te zijn geraakt door een groot aantal vogels. Motoren vielen uit waarna het vliegtuig van de startbaan wegdraaide en met de linkervleugeltip de grond raakte en zwaar beschadigd tot stilstand kwam. In de brand die volgde verloren 34 inzittenden het leven en werden 7 ernstig gewond.

1.1.2. Na kennis te hebben genomen van openbare deel van het ongevalonderzoeksrapport (ref. 1) werd al duidelijk dat het schortte aan kennis over het vliegen met asymmetrisch vermogen bij zowel de vliegers van de Hercules, als bij de commissie van onderzoek. Daarom heeft Avio*Consult* in nov. 1999 een artikel (*De stille kracht van een 'dode' vliegtuigmotor*) in het tijdschrift 'Veilig Vliegen' van de Koninklijke Luchtmacht gepubliceerd om tekst en uitleg te geven over de minimum bestuurbaarheidsnelheid van een meermotorig vliegtuig. Ook zijn lezingen verzorgd, ondermeer voor vliegers van het 334 Squadron op Vliegbasis Eindhoven en voor vliegveiligheidofficieren van NAVO luchtmachten. De auteur (van het artikel en van deze analyse) heeft in 1985 de eenjarige opleiding voor het uitvoeren van experimentele vliegproeven genoten aan de USAF Test Pilot School te Edwards Air Force Base in Californië en was als medewerker en later als Hoofd van de Afdeling Operationele Research en Evaluatie (Afdeling experimentele vliegproeven/ Experimental Flight Test) bevoegd om experimentele vliegproeven met alle typen vliegtuigen voor te bereiden, te leiden en in samenwerking met testvliegers uit te voeren.

1.1.3. In 2001 werd het ongeval al eens geanalyseerd gebruikmakend van het openbare ongevalonderzoeksrapport (ref. 1) en zijn de bevindingen in een analyse (ref. 2) neergelegd en aangeboden aan de luchtmachtautoriteiten van Nederland en België, teneinde een aanzet te geven tot het verbeteren van de vliegeropleidingen. Het was echter niet bekend dat er ook een als vertrouwelijk gemerkt rapport was (ref. 3). Onlangs werd door journalist Hans Matheeuwsen een deel van dit rapport aangeboden met het verzoek het eens te analyseren. De bevindingen zijn in deze analyse gegeven.

1.1.4. Ten behoeve van deze analyse werd gebruik gemaakt van de formele door Lockheed uitgegeven vliegtuighandboeken van de C-130H en overige relevante en hierboven gerefereerde publicaties. Het is te doen gebruikelijk dat voorschriften voor de bediening van een vliegtuig, de vliegtuighandboeken of in het Engels 'Flight Manuals', door de fabrikant worden geschreven en vervolgens per beschikking worden bekrachtigd en van toepassing verklaard door de autoriteiten van het land die het vliegtuig in hun vliegtuigregister hebben opgenomen en het inschrijvingskenmerk (in onderhavig geval CH-06) hebben verstrekt. De autoriteiten zijn bevoegd dergelijke voorschriften te amenderen en supplementeren, maar hiervan heeft de commissie geen melding gemaakt, zodat ervan moet worden uitgegaan dat de door fabrikant Lockheed uitgegeven en hierboven gerefereerde vliegtuighandboeken onverminderd van toepassing waren voor de bediening van het ongevalvliegtuig. Daarom wordt in deze analyse gerefereerd naar de Lockheed publicaties en zijn citaten daaruit overgenomen, in kaders geplaatst en vertaald.

1.1.5. In deze analyse wordt eerst een korte introductie gegeven van de C-130H Hercules om de lezers die met dat type niet bekend zijn enige relevante informatie te verschaffen. Vervolgens worden een aantal tekort schietende para-

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

grafen uit het rapport van ongeval (ref. 3) geciteerd en becommentarieerd. De analyse wordt afgesloten met eigen conclusies en aanbeveling.

1.2. **Eigenschappen C-130H Hercules.**

1.2.1. In deze paragraaf worden de voor deze analyse van belang zijnde vliegeigenschappen van de Lockheed Hercules kort toegelicht.
De vier motoren drijven elk een propeller aan die tijdens de take-off, de vlucht en de landing met een constant toerental draait. De trekkracht van de propellers wordt in de cockpit met de gashendels ('throttles') 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 rechtervleugels een giermoment om de denkbeeldige top-as van het vliegtuig dat met een uitslag van het aan het kielvlak bevestigde richtingsroer moet worden gecompenseerd om te voorkomen dat het vliegtuig 'doordraait' (teveel giert) en slippend gaat vliegen waardoor de weerstand hoger wordt. De aerodynamische kracht die het kielvlak met uitgeslagen richtingsroer genereert is evenredig met het kwadraat van de vliegsnelheid. Hoe lager de snelheid, hoe kleiner die kracht wordt en hoe groter de benodigde richtingsroeruitslag is om het vliegtuig 'op koers' te houden. Behalve uitslag van het richtingsroer is ook uitslag van de rolroeren aan de vleugels nodig om het verschil in de door de propellers aangeblazen lift tussen beide vleugels beheersbaar en de vleugels op de gewenste rolhoek te kunnen houden. Motor 1 is de buitenste motor aan de linkervleugel.

1.2.2. De kleppen aan de achterrand van de vleugel ('flaps') staan tijdens de kruisvlucht geheel omhoog (op 0%). Tijdens de start worden ze 50% naar beneden gezet om meer draagvermogen bij lage snelheid te creëren en tijdens de landing staan de kleppen gewoonlijk op 100% waardoor zowel draagvermogen als weerstand wordt gegenereerd.

1.2.3. De (laagste) snelheid waarbij de uitslag van de roeren niet meer toereikend is om de koers te handhaven wordt minimum bestuurbaarheidsnelheid V_{MCA} ('Minimum Control Speed in the Air') genoemd. Indien de vliegsnelheid lager is dan V_{MCA} en de rolhoek anders is dan door Lockheed werd toegepast bij de meting van V_{MCA}, dan moet er rekening mee worden gehouden dat het vliegtuig niet meer bestuurbaar zal zijn zodra een motor uitvalt en de overige motoren op vol vermogen draaien, zoals het geval is tijdens de start of tijdens een doorstart ('go-around'). In zowel het vliegtuighandboek ('Flight Manual' (FM), ref. 4) als het prestatiedeel daarvan ('Performance Manual' (vliegtuigprestatiehandboek) SMP 777, ref. 5) wordt aan het voorkomen van het verlies van de bestuurbaarheid veel aandacht besteed en worden de vliegers middels vele waarschuwingen ('Warnings') gewaarschuwd voor de gevolgen van het uitvoeren van onjuiste handelingen na motoruitval. Lockheed, de fabrikant van de Hercules, heeft niet alleen in de vliegtuighandboeken geschreven over de problemen die kunnen ontstaan met de bestuurbaarheid van het vliegtuig na motoruitval, doch heeft in aanvulling daarop ook een publicatie uitgebracht die geheel gewijd is aan de vliegeigenschappen van de C-130 Hercules bij lage snelheid ('C-130 Low-speed Flying Qualities', ref. 6). Het doel van die 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 van levensbelang worden na uitval van een of meerdere motoren. Een uitgebreide uitleg van de bij motoruitval optredende fenomenen staat in het eerder genoemde artikel in het tijdschrift Veilig Vliegen (nov. 1999), in een door Avio*Consult* gepubliceerd rapport 'Airplane Control after Engine Failure'

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

(ref. 7) en in een in het december nummer 2008 van het tijdschrift Piloot en Vliegtuig gepubliceerd artikel (ref. 8).

1.2.4. In de vliegtuighandboeken van alle typen meermotorige vliegtuigen worden zgn. minimum bestuurbaarheidsnelheden, in het Engels 'minimum control speeds in the air' (V_{MCA}) voorgeschreven die zijn bedoeld 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. V_{MCA} wordt uitgebreid uitgelegd in ref. 7 en gedeeltelijk ook in § 2.5 in deze analyse.

2. ANALYSE VAN HET RAPPORT VAN ONGEVAL

De pagina- en paragraafnummers in de paragraafkopjes hieronder verwijzen naar het rapport van ongeval (ref.3). De daaruit letterlijk overgenomen teksten zijn in *cursief* lettertype gedrukt en in een kader geplaatst. De officiële Hercules C-130H vliegtuighandboeken (ref. 4 en 5) en een toepasselijke publicatie van Lockheed (ref. 6) zijn niet voor ieder toegankelijk, reden waarom de relevante teksten daaruit in deze analyse zijn overgenomen en ook in een kader geplaatst; links de originele tekst met daarnaast de vertaling. Niet alle hieronder gegeven informatie is van toepassing op het ongeval. Alle citaten zijn opgenomen om te laten zien dat de vliegers ze ongetwijfeld tijdens hun training zijn tegengekomen en er kennis van hebben kunnen nemen en ook omdat de onderzoekers ze ook hadden kunnen lezen tijdens hun onderzoek.
Commentaar is per verslagparagraaf gegeven, waardoor doublures in de citaten en in de uitleg voorkomen.

2.1. **Analyse § 15 b, (1) Doorstart, (a) 2e alinea, pagina 29.**

Het was voor een bemanning tijdens deze vlucht technisch mogelijk een doorstart uit te voeren tot aan het moment van landing. Er kan te allen tijde een doorstart worden gemaakt als zich tijdens de aanvliegfase naar de landingsbaan iets voordoet waardoor het niet verantwoord of veilig wordt geacht de landingsprocedure voort te zetten. De doorstartprocedure behoort tot de standaard aangeleerde vliegoefeningen.

2.1.1. Dit is pertinent onjuist. Aan de hand van de C-130H vliegtuighandboeken (ref. 4 en 5) wordt commentaar op deze paragraaf gegeven door de voorgeschreven procedures en de vele waarschuwingen daarin de revue te laten passeren om duidelijk te maken dat met een C-130H Hercules juist niet te allen tijde een doorstart kan worden gemaakt.

2.1.2. **Tijdens een normale start** met een Hercules mag het roteren aan het eind van de aanloop om los te komen van de startbaan beginnen zodra de snelheid is opgelopen tot de vooraf berekende startsnelheid minus 5 knopen (kt). In het vliegtuighandboek staat ook dat als deze berekende snelheid lager is dan de in grafieken opgezochte minimum bestuurbaarheidsnelheid V_{MCA} (in grondeffect), dan deze laatste als roteersnelheid moet worden gebruikt. Ondertussen accelereert het vliegtuig verder en zal de snelheid op het moment dat alle wielen loskomen van de baan hoger zijn dan V_{MCA} en hoeft er geen bestuurbaarheidprobleem te ontstaan in het geval er op dat moment een motor zou uitvallen, mits de vlieger zich houdt aan de overige bepalingen, waarvan enkele hieronder worden gegeven.

2.1.3. **Motorstoring tijdens normale start**. In het hoofdstuk 'take-off emergencies' in het vliegtuighandboek (ref. 4 op pag. 3-11) staat als eerste tekst een waarschuwing onder het kopje 'Directional Control Problems' die hieronder is overgenomen:

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

WARNING	**WAARSCHUWING**
If directional control problems are encountered on the ground below refusal speed a take-off shall not be attempted. If directional control problems are encountered on landing, a go-around shall not be attempted. Certain propeller/engine control malfunctions, which result in directional control problems, can also render the airplane uncontrollable during flight.	Indien er richtingsbestuurbaarheidproblemen ontstaan op de grond bij een snelheid lager dan de 'refusal speed' (zie § 2.1.4), dan mag een start niet worden doorgezet. Indien er richtingsbestuurbaarheidproblemen ontstaan tijdens een landing, dan mag een poging tot doorstart niet worden gedaan. Bepaalde propeller- en motor bedieningsfouten, die resulteren in bestuurbaarheidproblemen, kunnen het vliegtuig ook tijdens de vlucht onbestuurbaar maken.

Richtingsbestuurbaarheidproblemen komen volgens Lockheed het meest voor tijdens het decelereren, o.a. tijdens de landing.

2.1.4. Indien tijdens de aanloop van een normale start een motor uitvalt na het bereiken van de zgn. 'refusal speed', d.w.z. de snelheid waarop het vliegtuig niet meer tot stilstand kan worden gebracht op de rest van de startbaan, dan moet de start worden doorgezet. Dit voorschrift en de volgende waarschuwing staan in het vliegtuighandboek (ref. 4) in de eerste paragraaf van deze noodprocedure op pag. 3-12:

WARNING	**WAARSCHUWING**
During take-off or inflight, if an outboard engine fails near minimum control speed, it is imperative that a 5-degree bank angle away from the failed engine be established immediately. This should be done by use of ailerons before reaching full rudder inputs, in order to maintain directional control. Failure of an outboard engine may require the reduction of power on the opposite outboard engine.	Als tijdens de start of tijdens de vlucht een buitenmotor uitvalt op een snelheid nabij V_{MCA}, dan is het vereist onmiddellijk een rolhoek van 5º weg van de uitgevallen motor aan te rollen. Dit moet worden gedaan met de rolroeren voordat maximum richtingsstuur wordt bereikt om de koers te kunnen handhaven. Na het uitvallen van een buitenmotor zou het bovendien nodig kunnen zijn om het vermogen van de tegenoverliggende motor te reduceren.

2.1.5. De rolhoek van 5º is vereist om V_{MCA} zo laag mogelijk te houden. Dit wordt in § 2.5.3 en § 2.6.1 uitgelegd.
Door het reduceren van het vermogen van de tegenoverliggende motor wordt bereikt dat het motorgiermoment kleiner wordt en de maximale uitslag van het richtingsroer nog wel toereikend zou kunnen zijn voor het behoud van bestuurbaarheid.
In deze procedure staat op pag. 3-13 ook nog de volgende waarschuwing:

WARNING	**WAARSCHUWING**
It is important to obtain two-engine minimum control speed as soon as possible after take-off …	Het is belangrijk om zo spoedig mogelijk na de start te accelereren tot V_{MCA2} …

2.1.6. Lockheed geeft deze waarschuwing om er zeker van te zijn dat de snelheid zo snel mogelijk hoog genoeg zal worden opgevoerd voor het geval er tijdens de start nòg een motor uitvalt, bijvoorbeeld na een vogelaanvaring. Als dat gebeurt op een snelheid lager dan V_{MCA2} dan kan de bestuurbaarheid onmiddellijk geheel verloren gaan. Maar als de snelheid V_{MCA2} of hoger is, dan is de bestuurbaarheid gegarandeerd, zelfs als beide motoren aan de linkervleugel uitvallen (de meest kritieke combinatie), mits een rolhoek van 5º weg van de uitgevallen motoren wordt aangehouden, zoals Lockheed in de doorstartprocedure voorschrijft, zie ook § 2.1.19 hieronder.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

2.1.7. **Eén stilstaande motor**. Het is toegestaan om met de Hercules bewust te starten terwijl één motor uit staat, maar daaraan worden zware voorwaarden gesteld. In de noodprocedures in het vliegtuighandboek (ref. 4, pag. 3-13) staat onder het kopje 'Three-engine ferry operation' de volgende 'Warning':

WARNING	**WAARSCHUWING**
It is imperative that the following limitations be observed and procedure followed exactly since the loss of an additional engine after lift-off and prior to reaching two-engine minimum control speed results in a hazardous situation. In addition, failure to follow the procedure may result in loss of directional control and destruction of the airplane.	Het is vereist dat de volgende beperkingen worden nageleefd en dat de gegeven procedure wordt opgevolgd aangezien het uitvallen van een nog een motor na het loskomen van de baan en voor het bereiken van V_{MCA2} resulteert in een gevaarlijke situatie. Bovendien kan het niet volgen van de procedure resulteren in het verlies van de richtingsbestuurbaarheid en vernietiging van het vliegtuig.

2.1.8. In de bedoelde procedure staat dat het gashendel van de asymmetrische motor pas na het bereiken van V_{MCA2} naar voren mag worden geschoven tot dezelfde stand als de andere gashendels en dat zo spoedig mogelijk na 'airborne' 5º rolhoek moet worden aangerold in de richting weg van de uitgevallen motor èn net zoveel richtingsstuur moet worden gegeven als noodzakelijk is om de koers te handhaven. Ook staat in deze procedure op pag. 3-14 opnieuw de waarschuwing die ook in § 2.1.5 hierboven staat.
Een gewaarschuwd mens telt voor twee, en een tweemaal gewaarschuwde vlieger?

WARNING	**WAARSCHUWING**
It is important to obtain two-engine minimum control speed as soon as possible after take-off …	Het is belangrijk om zo spoedig mogelijk na de start te accelereren tot V_{MCA2} …

2.1.9. Onder het kopje 'Inflight Emergencies' onder 'Engine Failure' (vliegtuighandboek, ref. 4, pag. 3-14), staat dat het effect van het verlies van verschillende combinaties van motoren begrepen moet worden en op voorhand rekening mee moet worden gehouden. Ook staat in deze paragraaf op pag. 3-15 de volgende waarschuwing:

WARNING	**WAARSCHUWING**
Two-engine operation may be marginal. See Performance Data Manual for specific conditions.	Het vliegen op twee motoren zou wel eens nauwelijks mogelijk kunnen zijn. Zie het prestatie handboek voor specifieke voorwaarden. (ref. 5).

2.1.10. In de tekst die daarop volgt onder het kopje 'Flight Characteristics Under Partial Power Conditions' staat ondermeer dat er meer richtingsstuur nodig zal zijn als de snelheid laag is om het verschil in vermogen aan beide vleugels te compenseren. Als een of meer motoren aan dezelfde vleugel zijn uitgevallen, dan zal de minimum bestuurbaarheidsnelheid bepaald worden door de effectiviteit van het beschikbare richtingsstuur (die afhangt van het kwadraat van de vliegsnelheid). Na het uitvallen van een buitenmotor zou het nodig kunnen zijn om het vermogen van de tegenoverliggende motor te reduceren. Deze tekst wordt gevolgd door opnieuw een waarschuwing (pag. 3-15) die ook in het hoofdstuk vliegeigenschappen staat op pag.2-77:

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

WARNING	**WAARSCHUWING**
Improper use of the rudder coupled with improper bank angle control during asymmetrical thrust conditions may **result in immediate loss of control of the airplane**. Rapid yaw to very high sideslip angles will cause a drastic loss of airspeed and abrupt roll toward the thrust-deficient wing. Recovery to balanced flight with coordinated flight controls **and symmetrical power** must begin immediately; the loss of altitude during recovery may exceed 5000 ft.	Het onjuiste gebruik van het richtingsroer gecombineerd met een onjuiste rolhoek tijdens het vliegen met asymmetrisch vermogen kan resulteren in het verlies van de bestuurbaarheid van het vliegtuig. Het snelle gieren tot een grote sliphoek veroorzaakt een drastisch snelheidsverlies en een abrupte rolbeweging in de richting van de uitgevallen motor. Met het herstellen van het evenwicht met behulp van gecoördineerde stuurinputs en symmetrisch motorvermogen moet onmiddellijk worden begonnen; tijdens het herstellen kan het hoogteverlies oplopen tot meer dan 5000 voet (1500 m).

2.1.11. **Bochten**. Op pag. 3-17 van het vliegtuighandboek (ref. 4) staat in het hoofdstuk over vliegoefeningen met een of twee motoren het volgende:

Turns into inoperative engine(s) are not recommended due to the increase in V_{MCA} encountered when the 5-degree favorable bank angle (into the operative engines) is reduced. A wings-level attitude requires an increase of 9 KIAS above charted one-engine inoperative V_{MCA} at the lightest gross weight, increasing slightly with higher weights (13 KIAS at 140,000 pounds). A 5-degree adverse bank angle (into the inoperative engine) requires an increase of 20 KIAS above the charted value at the lightest gross weight, increasing significantly with gross weight (37 KIAS at 140,000 pounds). Air minimum control speeds are defined for straight flight using the favorable sideslip effect on yawing moment developed by a maximum of 5 degrees of bank away from the inoperative engine.	Het maken van bochten in de richting van de stilstaande motor(en) wordt niet aanbevolen vanwege de toename van V_{MCA} als de voor V_{MCA} gunstige rolhoek van 5º (in de richting van de werkende motoren) wordt verkleind. Met horizontaal gehouden vleugels moet de vliegsnelheid 9 kt hoger zijn dan de V_{MCA} in de grafieken als één motor uitstaat en het gewicht laag is. Deze toename is 13 kt als het gewicht 140.000 lb is. Een rolhoek van 5º de andere kant op, in de richting van de stilstaande motor(en), vereist een minimale snelheidstoename van 20 kt die bovendien sterk toeneemt met het vliegtuiggewicht (37 kt bij 140.000 lb). V_{MCA}'s worden gedefinieerd voor een rechtlijnige vlucht waarbij gebruik wordt gemaakt van het gunstige effect dat een rolhoek van 5º weg van de stilstaande motor heeft op de giermomenten, waardoor de sliphoek en daarmee ook de invloed van de sliphoek op het giermoment nul wordt.

2.1.12. **Landing and go-around simulation** (ref. 4, pag. 3-17). Tijdens de simulatie van een go-around (op 10,000 feet Above Ground Level) wordt geadviseerd eens te letten op zowel het hoogteverlies tussen het moment dat het besluit tot go-around wordt genomen en het moment dat het vliegtuig veilig aan het klimmen is als op de acceleratie van het vliegtuig tijdens deze manoeuvre.

2.1.13. **Air Minimum Control Speed (V_{MCA})**. (ref. 4, pag. 3-17) Onder dit kopje staat dat met een of meer uitgevallen motor(en) het gieren, dat wordt veroorzaakt door de asymmetrische trekkracht en door de weerstand van de in de wind draaiende propeller(s), toeneemt als de vliegsnelheid afneemt en dat dit moet worden tegengewerkt met de aerodynamische stuurorganen, die met afnemende snelheid ook nog eens minder effectief worden. V_{MCA} is de minimum snelheid waarbij het gieren nog net met maximum uitslag van het richtingsroer kan worden tegengewerkt. Dan volgt de volgende waarschuwing:

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

WARNING	**WAARSCHUWING**
At or near V_{MCA}, sudden applications of power with one or two engines inoperative or simulated inoperative (flight idle torque) may produce a rapid roll due to lift imbalance between wings. This characteristic is more pronounced at lighter gross weights with flaps extended. Altitude required for recovery varies based on airplane gross weight, configuration, airspeed, and pilot techniques.	Als de vliegsnelheid op of nabij V_{MCA} is en een of twee motoren uitstaan, dan kunnen plotselinge toenames van vermogen leiden tot een snelle rolbeweging als gevolg van het verschil in lift van beide vleugels. Deze eigenschap is duidelijker merkbaar bij lage vlieggewichten terwijl de kleppen uit staan. De hoogte die voor het herstellen nodig is varieert met vliegtuiggewicht, configuratie, vliegsnelheid en bedrevenheid van de vlieger.

2.1.14. **Propeller storing tijdens de start**. In de noodprocedures van het vliegtuighandboek (ref. 4, pag. 3-18) staat ook hoe de bemanning moet handelen na het optreden van een defect in een van de propellersystemen tijdens de start. De standaardprocedure is de start door te zetten en de richtingsbestuurbaarheid te handhaven met de stuurorganen en, indien noodzakelijk, door het reduceren van het vermogen van de tegenoverliggende motor (reduceert het giermoment) en tegelijkertijd te accelereren tot V_{MCA2}. In deze procedure staan zowel een opmerking als opnieuw een relevante waarschuwing:

NOTE	**OPMERKING**
Propeller malfunctions during take-off may be difficult to analyze at this most critical phase. If the engine is shut down immediately and the propeller fails to feather, it is possible that higher than normal minimum control speed may result. When fire is not indicated, it is recommended that the engine be allowed to run until at least two-engine inoperative air minimum control speed is reached.	Een defect in een propeller tijdens de start zou moeilijk te analyseren kunnen zijn in deze meest kritieke vluchtfase. Als de motor onmiddellijk wordt uitgezet en de propeller gaat niet naar de vaanstand, dan is het mogelijk dat de minimum bestuurbaarheidsnelheid hoger is dan normaal. Indien geen brand wordt gemeld, wordt het aanbevolen te motor te laten draaien totdat de snelheid tot tenminste V_{MCA2} is opgevoerd.

WARNING	**WAARSCHUWING**
Below two-engine inoperative minimum control speed it may be necessary to reduce power on the opposite engine to help maintain directional control.	Als de snelheid lager is dan V_{MCA2}, dan kan het nodig zijn het vermogen van de tegenoverliggende motor te reduceren om de richtingsbestuurbaarheid te handhaven.

2.1.15. Door de tijdelijk hoge werklast tijdens een landing of een (door)start is het bijna niet mogelijk om een motorstoring te onderscheiden van een defect in het bijbehorende propellersysteem. Volgens Lockheed is dat ook niet nodig, want als er geen brandmelding is, dan moeten motor en propeller blijven draaien tot een snelheid van tenminste V_{MCA2} is bereikt.
Ook om deze reden had de bemanning de propeller van motor 3 tijdens de doorstart dus niet in de vaanstand mogen zetten.

2.1.16. **Propeller storing tijdens de vlucht.** Onder dit kopje in ref. 4 op pag. 3-18 staat de volgende waarschuwing. Tijdens het ongeval was er geen 'overspeed', maar het tweede deel geeft wel weer eens aan dat V_{MCA2} ook hier een grote rol speelt.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

WARNING	WAARSCHUWING
If uncontrolled overspeed (above 105 percent rpm) occurs, reduce airspeed to the speed at which safe control of the airplane can be maintained but not less than two-engine inoperative minimum control speed. Do not adjust the throttle position for the affected engine before the malfunction has been analyzed.	Als een onbeheerste toename van het toerental zich voordoet, reduceer dan de vliegsnelheid tot de snelheid waarop de bestuurbaarheid veilig kan worden gehandhaafd, maar niet lager dan V_{MCA2}. Wijzig de stand van het gashendel van de betreffende motor niet voordat de storing is geanalyseerd.

2.1.17. Onder een andere mogelijke propellerstoring op pag. 3-20 (ref. 4) staat:

WARNING	WAARSCHUWING
Do not allow airspeed to decrease below two-engine inoperative air minimum control speed.	Laat de snelheid niet dalen onder V_{MCA2}.

2.1.18. Indien de propeller niet in de vaanstand wil komen kan wel worden doorgevlogen en geland met een 'windmilling' (een op de wind draaiende) propeller, maar de weerstand en de neiging tot gieren zullen groter zijn dan met een in vaanstand staande propeller. De volgende drie waarschuwingen staan daarbij (ref. 4 pag. 3-20):

WARNING	WAARSCHUWING
To prevent loss of airplane control, minimum safe airspeed must be maintained. It may be necessary to reduce power on the symmetrically opposite engine to help maintain directional control.	Om verlies van bestuurbaarheid te voorkomen moet een minimum veilige vliegsnelheid worden aangehouden. Het zou nodig kunnen zijn om het vermogen van de tegenoverliggende motor te reduceren om zodoende te helpen de richtingsbestuurbaarheid te behouden.

WARNING	WAARSCHUWING
Use caution when applying asymmetrical engine power.	Wees voorzichtig met het toepassen van asymmetrisch vermogen.

WARNING	WAARSCHUWING
Maintain airspeed above two-engine inoperative minimum control speed until landing is assured. A go-around should not be attempted if airspeed is below two-engine inoperative air minimum control speed. Go-around with a windmilling propeller may be marginal.	Houdt de snelheid hoger dan V_{MCA2} totdat zeker is dat kan worden geland. Aan een doorstart zou niet moeten worden begonnen als de vliegsnelheid lager is dan V_{MCA2}. Een doorstart met een op de wind draaiende propeller zou marginaal kunnen zijn.

2.1.19. **Doorstart procedure met één of twee motoren uit**. In de noodprocedures van het vliegtuighandboek (ref. 4, pag. 3-66) staat in deze procedure als eerste de volgende waarschuwing en ook nog een relevante opmerking:

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

WARNING	**WAARSCHUWING**
The use of 5 degrees of bank away from the inoperative engine is necessary to maintain directional control when power is applied during go-around. Attempting to fly with wings level increases minimum control speed as much as 20 knots. Go-around with two-engines inoperative should be avoided unless absolutely necessary. Every precaution should be taken so as not to let a situation develop that necessitates a go-around under these conditions. Descents below safe, comfortable altitudes and airspeeds should not be made until absolutely assured of landing.	Het toepassen van 5º rolhoek weg van de uitgevallen motor is noodzakelijk om de richtingsbestuurbaarheid te handhaven zodra het vermogen is opgevoerd voor een doorstart. Het trachten te vliegen met horizontaal gehouden vleugels zal V_{MCA} met wel 20 kt doen toenemen. Het uitvoeren van een doorstart met twee uitgevallen motoren moet worden vermeden, tenzij absoluut noodzakelijk. Alle voorzorgen moeten worden genomen zodat er zich geen situatie aandient waarbij een doorstart nodig wordt. Er zou niet onder een veilige hoogte moeten worden gedaald tenzij een landing zeer zeker mogelijk is.

NOTE	**OPMERKING**
Two-engine minimum control speed must be obtained as soon as possible after initiation of go-around.	V_{MCA2} moet zo spoedig mogelijk na het initiëren van een doorstart worden bereikt.

2.1.20. Wat hier in feite staat is dat het uitvoeren van een doorstart, indien reeds één of twee motor(en) uit staan, een hachelijke onderneming is waaraan niet zou moeten worden begonnen. Als er tijdens de vlucht motoren zijn afgezet, dan moet men ervan uitgaan dat er een landing moet wordt gemaakt; het uitvoeren van een doorstart met een reeds stilstaande motor op lage hoogte en bij lage snelheid is niet veilig.
In de opmerking staat nog eens dat na het toch initiëren van een doorstart als of één of twee motoren zijn uitgevallen zo spoedig mogelijk moet worden geaccelereerd naar V_{MCA2}.

2.1.21. In de procedure in het vliegtuighandboek (ref. 4, pag. 3-66 § b) staat onder de hierboven geciteerde waarschuwing dat nadat het commando 'go-around' is gegeven, pas met de doorstart mag worden begonnen nadat de vliegsnelheid gelijk is aan, of hoger dan de minimum bestuurbaarheidsnelheid. Staat één motor uit, dan wordt hiermee V_{MCA} bedoeld; staan er twee motoren uit dan wordt V_{MCA2} bedoeld. Ook moet dus een rolhoek van 5º weg van de niet-werkende motor worden aangerold.

2.1.22. De wijze van accelereren staat ook in deze procedure voorgeschreven onder § c. De gashendels van de nog werkende motoren moeten naar voren worden geschoven maar niet verder dan voor het behoud van de richtingsbestuurbaarheid mogelijk is. Het in te stellen vermogen van de asymmetrische motoren, dat wil zeggen van de motor(en) tegenover de stilstaande motor(en), zal moeten afhangen van de vliegsnelheid op het moment dat de doorstart wordt geïnitieerd.

2.1.23. Volgens de procedures van vliegtuigfabrikant Lockheed is het initiëren dan wel doorzetten van een doorstart met 4 werkende motoren op een snelheid lager dan V_{MCA} dus niet zondermeer toegestaan. Het initiëren dan wel doorzetten van een doorstart met 3 werkende motoren op een snelheid lager dan V_{MCA2} is ook niet zondermeer toegestaan, tenzij het overblijvende vermogen (tijdelijk) symmetrisch kan worden gemaakt. Dit staat in SMP 777, ref. 5 op pag. 3-18:

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.	Het reduceren van het vermogen van de motor tegenover de uitgevallen motor reduceert het door het asymmetrische vermogen veroorzaakte giermoment en daarmee de V_{MCA}'s; het gevolg is echter het opofferen van klimvermogen.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

Deze procedures zijn voorgeschreven om na het uitvallen van een motor, of van nòg een motor, veilig te kunnen doorvliegen.

2.1.24. In het ook door de commissie genoemde boekje 'C-130 Low-Speed Flying Qualities' (ref. 6) dat beschikbaar is voor alle C-130 Hercules vliegers wordt volop gewaarschuwd voor de gevaren van het vliegen met één of twee uitgevallen motoren bij lage snelheid.
Lockheed legt daarin ook uit dat als een doorstart nodig wordt tijdens een nadering, eerst de snelheid wordt opgevoerd tot V_{MCA} gebruikmakend van vol vermogen en door de hoogte op het glijpad (tijdens de nadering) om te zetten in snelheid, en pas daarna aan de doorstart te beginnen. Staat al één motor uit, dan moet worden geaccelereerd met symmetrisch vermogen en door omzetting van hoogte in snelheid tot V_{MCA2} is bereikt waarna met al het beschikbare vermogen aan de doorstart mag worden begonnen.
Deze doorstartprocedure staat op pag. 34 nog eens in minder formele bewoordingen beschreven als in het vliegtuighandboek. De volgende opmerkingen daaruit zijn van toepassing op dit ongeval:

If a landing must be aborted from an altitude too low to allow the aforementioned procedure, the flight crew must be particularly alert as the throttles are brought up toward takeoff power. Slow response from the engines can cause the airplane to continue slowing down to an unsafe airspeed. Slow response from one or two engines on one side can lead to loss of control if the situation is not recognized and if corrective action is not immediately taken. … Therefore, initial throttle movement from the flight idle detent should be slow to confirm that thrust is increasing on all engines. Then the throttles can be smoothly advanced to takeoff power. If at any time during the go-around, the pilot does not have **both** performance and control margins, then the pilot should immediately pull back the remaining engines and land straight ahead. An off-runway landing under positive control is preferable to ground impact out of control.	Als een landing moet worden afgebroken op een hoogte die te laag is voor de bovenvermelde procedure, dan moet de bemanning buitengewoon alert zijn zodra de gashendels naar voren worden geschoven tot startvermogen. Trage reactie van motoren kan tot verdere verlaging tot een onveilige snelheid leiden. Trage reactie van een of twee motoren aan een zijde kan leiden tot het verlies van bestuurbaarheid indien deze situatie niet wordt herkend en als correctieve actie niet onmiddellijk wordt genomen. … Daarom moet de initiële beweging van de gashendels langzaam zijn om vast te kunnen stellen dat het vermogen van alle motoren toeneemt. Daarna kunnen de gashendels in een rustige beweging naar het startvermogen worden doorgeschoven. Indien op enig moment tijdens de doorstart de vlieger niet **zowel** klimvermogen heeft als bestuurbaarheid, dan zou de vlieger onmiddellijk de gashendels van alle motoren moeten dichttrekken en rechtuit landen. Een landing naast de startbaan is te verkiezen boven het onbestuurbaar in aanraking komen met de grond.

2.1.25. **Nadering op 2 motoren**. In het vliegtuighandboek (ref. 4) staan in figuren 2-8 en 2-10 bij de instrument naderingsvliegtechnieken en in de noodprocedures op pag. 3-66 voor een landing op twee motoren de volgende waarschuwingen:

WARNING A go-around is not recommended after flaps are lowered. Do not extend full flaps or slow below 2 engine minimum control speed until landing is assured.	**WAARSCHUWING** Een doorstart wordt niet aanbevolen nadat de vleugelkleppen neer zijn geselecteerd. Doe de vleugelkleppen niet volledig (100%) neer, en decelereer niet onder V_{MCA2} totdat het zeker is dat daadwerkelijk kan worden geland.

2.1.26. Hoewel deze 'Warnings' niet direct van toepassing zijn op het ongevalvliegtuig, aangezien ervan werd uitgegaan dat alle 4 motoren tijdens de nadering nog werkten, geven ze wel aan dat als de 'flaps' uit zijn en de snelheid lager is dan V_{MCA2} èn er twee motoren zouden zijn uitgevallen, er een gevaarlijke situatie ontstaat zodra er toch een doorstart wordt geïnitieerd.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

2.1.27. **Nadering met 4 of 3 motoren**. In hetzelfde hoofdstuk staat in de gewone naderingsprocedure met 4 werkende motoren en als een motor is uitgevallen (ref, 4, fig. 2-9):

When landing is assured: Flaps – 100%.	Zodra zeker is dat kan worden geland – vleugelkleppen 100%.

2.1.28. Hiermee geeft Lockheed dus aan dat met een Hercules de landingskleppen pas mogen worden geselecteerd op 100% als het zeker is dat er kan worden geland. Met andere woorden, het uitvoeren van een doorstart als de kleppen al op 100% staan wordt niet aanbevolen.

2.1.29. **Landing**. Onder 'Landing Emergencies' op pag. 3-65 van ref. 4 staat de volgende waarschuwing:

WARNING The speed must never be decreased to the point at which full control deflection is required since there may be no recovery capability beyond this point.	**WAARSCHUWING** De snelheid moet nooit worden verlaagd tot het punt waarop maximum roeruitslagen nodig zijn aangezien er daaronder wel eens geen herstel meer mogelijk kan zijn.

2.1.30. Onder 'Landing with Two Engines Inoperative' in ref. 4 op pag. 3-66 (en op pag. 2-101) staat de volgende waarschuwing die ook in § 2.1.25 staat:

WARNING A go-around is not recommended after flaps are lowered. Do not extend full flaps until landing is assured.	**WAARSCHUWING** Een doorstart wordt niet aanbevolen nadat de vleugelkleppen neer zijn geselecteerd. Doe de vleugelkleppen niet volledig (100%) neer totdat het zeker is dat daadwerkelijk kan worden geland.

2.1.31. **Analyse § 2.1.** De bemanning heeft tijdens de vlucht de propeller van motor 3 bewust in de vaanstand gezet. Het juiste moment waarop dit is gedaan is niet bekend. Dit kan zijn geweest na het waarnemen van de vogels nadat al met de doorstart was begonnen, of al eerder tijdens de (kruis)vlucht. Beide opties en de gevolgen ervan worden kort beschreven:

1) Indien de propeller tijdens de vlucht al in de vaanstand werd gezet, en dus motor 3 niet in werking was, dan hadden de vleugelkleppen ('flaps') pas naar 100% mogen worden geselecteerd nadat de landing verzekerd was (ref. 4 pag. 3-65), met andere woorden, dat er zou worden geland wat er verder ook zou gebeuren. Deze beperking staat niet alleen in de noodprocedures voor de landing met één niet werkende motor, maar ook in het hoofdstuk met normale procedures van alle soorten naderingen (vliegtuighandboek, ref. 4, fig. 2-8, 2-9, 2-10), met uitzondering van de door Lockheed zo genoemde 'Typical approach and landing' (ref. 4, fig. 2-5), een landing zonder hulpmiddelen van buitenaf en op zicht uitgevoerd. Mocht een doorstart nodig worden dan moet, volgens voorschrift van Lockheed, nog voordat aan het uitvoeren daarvan mag worden begonnen, eerst de vliegsnelheid worden opgevoerd tot tenminste V_{MCA2}, die voor dit vliegtuig op dat moment 134 kt was (§ 2.1.21). De vliegsnelheid was volgens de commissie tussen de in het vliegtuighandboek voorgeschreven baandrempelsnelheid van 108 kt en de landingsnelheid van 97 kt en daardoor dus veel te laag om een doorstart te mogen uitvoeren. Bovendien was de hoogte niet toetreikend om die om te zetten in snelheid. Het vlieg-

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

tuig zou direct na het instellen van maximum vermogen ten behoeve van een doorstart volgens de procedures onbestuurbaar kunnen worden.

2) Indien de propeller van motor 3 bewust in de vaanstand werd gezet nadat het besluit tot doorstart werd genomen, dan was de vliegsnelheid (volgens de commissie tussen 108 en 97 kt) dus lager dan de V_{MCA} die op de Takeoff and Landing Data (TOLD) card stond (*108 kt*) en dus te laag om een doorstart te mogen initiëren of met deze lage snelheid door te zetten. Aangezien de vleugels aanvankelijk vermoedelijk horizontaal zijn gehouden was de actuele V_{MCA} zelfs ca. 9 kt hoger (117 kt) dan de V_{MCA} op de TOLD card (zie het tekstblok in § 2.1.11). Dit wordt verderop ook nader toegelicht.
Ook in dit geval was de snelheid te laag om een doorstart te mogen uitvoeren. Het vliegtuig zou ook in dit geval direct na het instellen van maximum vermogen ten behoeve van de doorstart onbestuurbaar kunnen worden.

2.1.32. Wat Lockheed in feite voorschrijft is dat, indien tijdens de nadering de snelheid lager is dan V_{MCA2} (in onderhavig geval 134 kt) en een motor- of propellerdefect optreedt of een motor is of wordt afgezet, het vliegtuig moet worden geland omdat een doorstart niet meer gegarandeerd veilig kan worden uitgevoerd, tenzij het resterende vermogen na motoruitval of motorstoring symmetrisch is of wordt gemaakt, door het gashendel van de tegenoverliggende motor zover terug te nemen dat de aandrijving weer symmetrisch is en de bestuurbaarheid kan worden herwonnen of gehandhaafd.

2.1.33. Lockheed waarschuwt er in de noodprocedures op meerdere plaatsen voor dat het, na het uitvallen van een buitenmotor, nodig zou kunnen zijn het vermogen van de tegenoverliggende motor te reduceren om de bestuurbaarheid te kunnen handhaven.

2.1.34. In het vliegtuighandboek staat ook dat het tijdens een doorstart nodig is om een rolhoek van 5 graden weg van de uitgevallen motor aan te houden, omdat de minimum bestuurbaarheidsnelheid V_{MCA} veel hoger kan worden als dat niet wordt gedaan. Ook staat er dat een doorstart met twee uitgevallen motoren vermeden moet worden, tenzij dit absoluut noodzakelijk is. De V_{MCA} in grondeffect (volgens SMP 777 ref. 5 pag. 3-19: hoogte lager dan een halve spanwijdte: 64 ft of 20 m) was 103 kt, maar op de voor de landing geactualiseerde Takeoff and Landing Data (TOLD) kaart, die in het directe zicht van de vliegers behoort te zijn bevestigd, moet de hogere, en veiliger, 107 kt (V_{MCA} boven grondeffect) hebben gestaan. Dit is maar één knoop lager dan de vereiste snelheid boven de drempel van de landingsbaan. Er kan van worden uitgegaan dat de vliegsnelheid op het moment dat het besluit tot doorstart werd genomen lager was dan V_{MCA} en dus was het initiëren van een doorstart ook om deze reden niet toegestaan.

2.1.35. V_{MCA} in het vliegtuighandboek is bepaald met flaps 50%, niet met flaps 100%, waarmee de laatste meters werden gevlogen. Het is niet bekend of de V_{MCA} met 100% flaps hoger of lager wordt, of misschien wel gelijk is aan de V_{MCA} met 50% flaps. De commissie had hieraan een paar woorden moeten wijden, of om vliegproeven moeten vragen. Uit het door het vliegtuig gevolgde vliegpad na het initiëren van de doorstart bleek in ieder geval dat de vliegsnelheid lager was dan de op dat moment actuele V_{MCA}.

2.1.36. **Subconclusies § 2.1**. Uit de vele citaten, waarschuwingen en opmerkingen in het vliegtuighandboek van de C-130 Hercules blijkt dus dat nooit *te allen tijde een doorstart kan worden gemaakt*, zoals de commissie verklaart. Lockheed, de fabrikant van de C-130 Hercules, gebruikt nadrukkelijk niet '*te al-*

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

len tijde' in de voorgeschreven procedures in het vliegtuighandboek, maar stelt zeer beperkende voorwaarden aan het uitvoeren van doorstarts omdat daaraan zeer grote gevaren kleven, ondermeer na uitval van een motor, na een defect in een propellersysteem en indien twee motoren zijn uitgevallen.

2.1.37. Als de snelheid van een Hercules lager is dan de minimum bestuurbaarheidsnelheid, dan mag een doorstart niet worden geïnitieerd of, na motoruitval, worden doorgezet tenzij de snelheid kan worden opgevoerd door vlieghoogte om te zetten in vliegsnelheid en/ of door het vermogen van de tegenover de uitgevallen motor liggende motor tijdelijk te reduceren. Het blijft een hachelijke onderneming (§ 2.1.19).

2.1.38. Volgens de procedures in het vliegtuighandboek van Lockheed had de bemanning motor 3 voor, tijdens of direct na de vogelaanvaring op zo'n lage hoogte niet mogen afzetten. Ook als de motor al eerder tijdens de vlucht zou zijn afgezet dan was het nog niet toegestaan om een doorstart op de lage hoogte die het vliegtuig had uit te voeren omdat de snelheid lager was dan de daarvoor voorgeschreven V_{MCA2} (134 kt).

2.1.39. Indien de bemanning motor 3 bewust heeft afgezet na het waarnemen van vogels, en dus op lage hoogte en bij lage snelheid, dus tegen de voorschriften in, dan hadden zij, als hun training goed was geweest, uit de standaard aangeleerde vliegoefeningen moeten weten dat dit grote consequenties had voor de bestuurbaarheid (zie alle waarschuwingen hierboven).

2.1.40. Indien de gevolgde doorstartprocedure tot de standaard aangeleerde vliegoefeningen behoort, dan zijn deze oefeningen niet in overeenstemming met de voorschriften van vliegtuigfabrikant Lockheed die zijn vastgelegd in het vliegtuighandboek (ref. 4).

2.1.41. Een analyse achteraf, zoals hierboven gegeven, is uiteraard 'gemakkelijk'. Maar als de procedures zouden zijn beoefend in overeenstemming met de aanwijzingen en beperkingen die in het officiële en door de overheid bekrachtigde vliegtuighandboek staan, dan zou een doorstart niet zijn geïnitieerd. Een betere opleiding en scherper toezicht op trainingsprogramma's door ter zake kundigen zou een belangrijke aanbeveling moeten zijn geweest.

2.1.42. De noodprocedures van Lockheed voor motorstoringen en propellersysteem-defecten van de C-130 Hercules zouden overigens wel duidelijker, completer en beter ingedeeld kunnen zijn.

2.2. **Analyse § 15 b, (3) Feather motor nr. 3, (a) Tijdsbestek, pagina 30.**

Eerder uitgevoerde studies naar de tijdspanne tussen het ontdekken van een probleem en het uitvoeren van om het even welke correctieve actie, geven aan dat minimaal drie seconden benodigd is.

2.2.1. Uiteraard kunnen problemen optreden waarvoor een langere reactietijd nodig is, maar tijdens de in overeenstemming met de in een MILSPEC (ref. 9) voorgeschreven en uitgevoerde vliegproeven ter bepaling van de bestuurbaarheid van de Hercules met asymmetrisch vermogen werd door Lockheed een reactietijd van minimaal één seconde aangehouden tussen het uitvallen van een motor en het uitvoeren van herstelacties (ref. 9, § 3.3.9.3). De schrijver van deze analyse kan u verzekeren dat tijdens de experimentele testvluchten ter bepaling van de bestuurbaarheid na motoruitval geen enkele testvlieger langer dan één seconde zal willen wachten, omdat er zich een onbestuurbare en levensgevaarlijke situatie aan het ontwikkelen is. Lockheed waarschuwt hiervoor dan ook uitgebreid in het door iedere Herculesvlieger toe te passen vliegtuighandboek,

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

zoals hierboven weergegeven (o.a. in de waarschuwing in § 2.1.10 dat de correctieve actie onmiddellijk moet beginnen).

2.2.2. In de vliegtuighandboeken van alle meermotorige vliegtuigen staat altijd de 'worst-case' V_{MCA} voorgeschreven, zodat de vliegers na een motorstoring niet eerst behoeven te analyseren welke motor is uitgevallen (links, rechts, binnen- of buitenmotor) en welke V_{MCA} daarbij hoort. Er is slechts één V_{MCA} voor de uitval van om het even welke enkele motor, en één V_{MCA2} voor om het even welke combinatie van twee uitgevallen motoren. Dit verkort de reactietijd en bespoedigt daardoor het nemen van corrigerende maatregelen. De van toepassing zijnde V_{MCA} is wellicht te hoog (na b.v. het uitvallen van een binnenmotor), maar is wel altijd veilig en garandeert een veilige voortzetting van de vlucht, mits de overige voorwaarden voor de geldigheid van V_{MCA} worden toegepast.

2.2.3. Tijdens de vliegproeven wordt de laagste snelheid bepaald waarbij een gemiddelde vlieger in staat moet worden geacht het evenwicht dat wordt verstoord door het uitvallen of afzetten van een van de (krachtige) motoren of door een defect in een propellersysteem te herstellen. Hoe langer moet worden gewacht met het uitvoeren van correctieve acties, hoe meer de snelheid terugloopt en hoe hoger de minimale snelheid moet worden waarbij de bestuurbaarheid nog net gehandhaafd kan worden (V_{MCA}). De startsnelheid van een C-130 is nooit lager dan V_{MCA} + 5 kt (ref. 5, pag. 3-17). Dus hoe hoger V_{MCA}, hoe hoger de start- en/of doorstartsnelheid en hoe langer de benodigde startbaan is of hoe lager het maximum ladingsgewicht ('payload') mag zijn, wat ongewenst is voor operaties. Een langere reactietijd leidt tot onaanvaardbaar hoge V_{MCA} en startsnelheid.

2.2.4. Het uitvallen van een motor op de Hercules leidt onmiddellijk tot een groot giermoment indien de overige motor(en) hoog vermogen leveren; bovendien begint het vliegtuig te rollen. Dit is door de vliegers dan ook direct waar te nemen en te voelen, waarna ook direct tegenstuur kan en volgens de waarschuwing in § 2.1.10 moet worden gegeven. Er is daarvoor noch *minimaal drie seconden benodigd*, zoals de commissie stelt (kader in § 2.2), noch beschikbaar. Daarvoor is het vliegtuig niet ontworpen en getest.

2.2.5. Het was een geluk bij een ongeluk dat motor 3 was afgezet terwijl motoren 1 en 2 uitvielen door vogelaanvaring, want daardoor was het totale motorgiermoment minder groot (alsof slechts motor 1 was uitgevallen) en waren de bewegingen minder heftig. De vliegsnelheid was echter al lager dan V_{MCA} waardoor de bestuurbaarheid op dat moment al verloren was gegaan omdat motor 4 maximum vermogen leverde.

2.2.6. **Subconclusie.** Tijdens de in formele voorschriften voorgeschreven vliegproeven ter bepaling van de bestuurbaarheid van een meermotorig vliegtuig wordt ervan uitgegaan dat een gemiddelde vlieger niet meer dan één seconde nodig heeft tussen de detectie van een probleem in een motor- of propellersysteem en het nemen van de juiste actie.

2.3. **Analyse § 15 b, (4) Controlability, 1e deel, pagina 30.**

De fabrikant van het vliegtuig heeft proefondervindelijk de 'air minimum control speed, one engine off (VMCA1) bepaald. De testvluchten ter bepaling van VMCA1 worden uitgevoerd in de landingsconfiguratie met het landingsgestel naar beneden en met 50% flaps. Volgens de definitie voor de bepaling van de VMCA1 is 5 graden hellingshoek naar motor 3 en 4 (rechts) nodig en 180 pond stuurkracht op het richtingsroer (of indien eerder bereikt, volledige uitslag van het richtingsroer) benodigd om de gier- en rolbeweging te stoppen en de controle over het vliegtuig te behouden.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

2.3.1. *Proefondervindelijk* klinkt een beetje amateuristisch. De *'air minimum control speed, one engine off'*, in het Nederlands minimum bestuurbaarheidsnelheid met één motor uit (V_{MCA}) van elk type meermotorig vliegtuig moet worden bepaald door in voorschriften voorgeschreven formele vliegproeven uit te voeren. Voor de Hercules was dit MIL-SPEC 8785C (ref. 9). Deze MIL-SPEC gaat verder dan overeenkomstige burgervoorschriften Federal Aviation Regulations 23 en 25 (USA) en Certification Specifications 23 en 25 (EU), want van viermotorige militaire vliegtuigen dient ook V_{MCA2} te worden bepaald. Dit is de minimum bestuurbaarheidsnelheid waarbij twee motoren aan dezelfde vleugel zijn uitgezet.

2.3.2. V_{MCA} wordt al tijdens het ontwerpen van het vliegtuig gebruikt en tijdens vliegproeven definitief bepaald; een beknopte uitleg staat in ref. 8. Genoemde voorschriften staan de vliegtuigfabrikant namelijk toe om bij het bepalen van de benodigde afmeting van de verticale staart (het kielvlak) met richtingsroer, een kleine rolhoek van maximaal 5º toe te passen weg van de stilstaande motor. Door de zich onder invloed van de zwaartekracht wijzigende dwarskrachten die op het vliegtuig werken, kan het kielvlak kleiner worden waarmee gewicht en bouwkosten worden bespaard.
De consequentie hiervan is dat de vliegers moeten weten dat ook zij die rolhoek dienen toe te passen zodra een motor uitvalt en de snelheid niet maar het motorvermogen wel hoog is; vandaar die vele waarschuwingen in het vliegtuighandboek (ref. 4).
Dezelfde rolhoek wordt ook toegepast tijdens de vliegproeven ter verificatie en definitieve bepaling van V_{MCA}. De testvlieger zet daartoe de kritieke motor af. Bij de Hercules is dat de meest linker motor (nummer 1) omdat de propellers rechtsom draaien. Zou de meest rechter motor (nummer 4) zijn afgezet dan zou een iets lagere V_{MCA} zijn gemeten. Als deze lagere V_{MCA} zou zijn aangehouden, dan zou het vliegtuig na uitval van motor 1 direct onbestuurbaar worden. Daarom is de uitval van motor 1 op een Hercules het meest kritiek voor de bestuurbaarheid en wordt V_{MCA} met stilstaande motor 1 bepaald en vervolgens V_{MCA2} na het afzetten van zowel motor 1 als motor 2 (aan de linkervleugel), omdat dit leidt tot de hoogste, de 'worst case', minimum bestuurbaarheidsnelheden V_{MCA} en V_{MCA2}.
V_{MCA}'s zijn voorts sterk afhankelijk van een groot aantal factoren. Tijdens het ontwerpen van het kielvlak en tijdens de vliegproeven ter bepaling van V_{MCA}'s worden van al die factoren de 'worst-case' waarden gebruikt die leiden tot de hoogste V_{MCA}'s. Deze factoren worden in § 2.3.4 hieronder kort genoemd. Deze 'worst case' V_{MCA}'s wordt in het vliegtuighandboek voorgeschreven en zijn dus altijd veilig, maar wel onder de al eerder genoemde voorwaarde dat de vlieger dezelfde rolhoek toepast die werd toegepast bij zowel het ontwerpen van de verticale staart als tijdens de vliegproeven voor het bepalen van de V_{MCA}'s. Doet een vlieger dat bij lage snelheid en bij hoge motorvermogens niet, dan is de door het kielvlak gegenereerde dwarskracht niet groot genoeg om de bestuurbaarheid te kunnen handhaven en wordt het vliegtuig onbestuurbaar; indien de vlieghoogte gering is, met een bijna 'gegarandeerde' catastrofale afloop.
De bestuurbaarheid kan slechts worden herwonnen door te accelereren gebruikmakend van symmetrisch vermogen en/of door hoogte om te zetten in snelheid (Lockheed procedure). Indien dat op lage hoogte niet mogelijk is, dan is er geen andere keuze dan het gashendel van de tegenoverliggende motor tijdelijk deels te sluiten (§ 2.1.23) waardoor het asymmetrische giermoment kleiner en daardoor V_{MCA} lager wordt en de door het kielvlak met maximum uitgeslagen richtingsroer gegenereerde dwarskracht net groot genoeg is om voldoende tegenmoment te kunnen genereren tegen het motorgiermoment. Uiteraard kost dit tijdelijk wel wat klimvermogen, maar het vliegtuig blijft bestuurbaar.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

Zie ook het tekstblok in § 2.1.34.
In ref. 7 staat vrijwel alles uitgelegd over V_{MCA} en de bepaling ervan.

2.3.3. De definitie van V_{MCA} wordt door niet terzake kundigen vaak onjuist beschreven, zo ook in dit Hercules rapport, terwijl die wel correct wordt gegeven in het ook voor de commissie toegankelijke vliegtuigprestatiehandboek SMP 777 (ref. 5, pag. 3-17). De letterlijke tekst daarin is als volgt:

With one engine inoperative, the air minimum control speed is defined as the minimum speed for directional or lateral control with maximum permissible power on all operating engines, the inoperative engine propeller windmilling on NTS, full rudder deflection or 180 pounds pedal force, 5 degrees of bank away from the failed engine, gear down, and flaps at 50 percent. Directional control is most critical with No. 1 engine inoperative and the airplane at or near minimum flying weight. The speeds presented in figures 3-27, 3-28, 3-30, 3-31, 3-31B, 3-31C, 3-33, and 3-34, reflect this configuration and must be used in take-off flight planning. The failure of No. 4 engine produces a situation which is less critical than the failure of No. 1 engine because of the influence of power on the lateral-directional aerodynamic characteristics of the airplane. With 5 degrees of favorable bank angle, directional control becomes less critical with increasing gross weight, as shown in figure 3-5 for sea level, standard day conditions; and the same trend applies to other atmospheric/altitude conditions. 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.	Met één motor uit is de minimum bestuurbaarheidsnelheid gedefinieerd als de minimum snelheid voor richtings- of rolbestuurbaarheid terwijl het maximum toegestane vermogen is ingesteld op de werkende motoren, de propeller van de stilstaande motor draaiend op de wind (op Negatieve Torsie Signaleringsysteem), volledig uitgeslagen richtingsroer, 5º rolhoek weg van de stilstaande motor, landingsgestel neer en vleugelkleppen op 50%. Richtingsbesturing is het meest kritiek als motor 1 uitstaat en als het gewicht van het vliegtuig laag is. De snelheden in genoemde figuren gaan van deze configuratie uit en moeten worden gebruikt tijdens de planning voor de start. Het uitvallen van motor 4 is minder kritiek dan het uitvallen van motor 1 vanwege de invloed van het vermogen op de aerodynamische gier- en roleigenschappen van het vliegtuig. Als een rolhoek van 5º wordt aangehouden weg van de stilstaande motor, dan wordt de richtingsbesturing minder kritiek met toenemend gewicht, zoals figuur 3-5 (zie § 2.6.1) laat zien voor zeeniveau en standaard atmosfeer. Dezelfde trend is ook van toepassing op andere atmosferische omstandigheden. Vanwege de sterke invloed van rolhoek op de minimum bestuurbaarheidsnelheid is het belangrijk om een kleine rolhoek aan te houden weg van de stilstaande motor.

2.3.4. De minimum bestuurbaarheidsnelheid (V_{MCA}) is dus de laagste snelheid waarbij, na uitval van de meest kritieke motor, de koers en/of de dwarshelling van het vliegtuig nog net kunnen worden gehandhaafd. Bij een iets lagere snelheid beweegt de neus van het vliegtuig in de richting van de stilstaande motor of rolt het vliegtuig verder zonder dat de vlieger daar nog iets tegen kan doen met maximum uitslag van de stuurorganen of met de maximum toegestane stuurkrachten (180 lb op het voetenstuur, 25 lb op het rolstuur of 75 % van de maximum rolstuuruitslag). Bij lagere snelheid is het vliegtuig niet meer 'bestuurbaar'. Lockheed heeft blijkbaar de maximale toegestane rolhoek van 5º gebruikt bij het ontwerpen van het kielvlak en dus wordt die rolhoek ook voorgeschreven in het hierboven geciteerde voorschrift om door vliegers te worden toegepast na motorstoring of propellerdefect. Het effect van de kleine rolhoek weg van de uitgevallen motor is dat de V_{MCA} lager is (bij de Hercules ca. 9 kt bij laag gewicht) en dat de sliphoek tot bijna nul wordt gereduceerd, waardoor de weerstand afneemt, de snelheid minder terugvalt en een hoger klimvermogen overblijft.
Valt een van de andere motoren uit dan is de actuele V_{MCA} iets lager (ingeval van motor 4) of veel lager bij uitval van motor 2 of 3, omdat deze motoren een kleiner giermoment leveren. Desondanks is de te volgen procedure na de uitval van welke motor dan ook altijd dezelfde.

2.3.5. De vliegproeven ter bepaling van V_{MCA} van de Hercules werden overigens niet uitgevoerd in de *landingsconfiguratie*, maar in de startconfiguratie. In het hierboven geciteerde vliegtuigprestatiehandboek van de Hercules (SMP 777, ref. 5 vanaf pag. 3-62), staan grafieken van V_{MCA} met één en twee motoren uit, in en boven het grondeffect (volgens SMP 777, ref. 5, pag. 3-19: hoger dan ca. een halve spanwijdte, 64 ft/ 20m), met het landingsgestel in of uit, met meerdere

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

motortypes, en met de vleugelkleppen (flaps) omhoog of met 50% neer. Voorts wordt tijdens de vliegproeven standaard het laagst mogelijke gewicht toegepast (leidt tot de hoogste V_{MCA} - het veiligst om te vermelden), een achterlijk zwaartepunt (leidt tot een kleiner giermoment van het kielvlak en daardoor ook tot een hogere V_{MCA}), zoveel mogelijk brandstof in de vleugels verplaatst in de richting van de stilstaande motor (ongunstige laterale zwaartepuntligging), en maximum startvermogen op de werkende motoren (maximum motorgiermoment). De vliegproeven worden uitgebreid beschreven in ref. 7.

2.3.6. De commissie gebruikt V_{MCA} gegevens die geldig zijn voor half uitgeslagen vleugelkleppen, terwijl de kleppen van het ongevalvliegtuig 100% naar beneden stonden. Daarover zijn in het vliegtuighandboek geen gegevens gepubliceerd, omdat Lockheed in procedures heeft voorgeschreven dat de kleppen pas naar 100% mogen, wanneer zeker is dat er kan worden geland. V_{MCA} speelt overigens tijdens het laatste deel van de nadering en de landing nauwelijks een rol aangezien het benodigde motorvermogen laag is, waardoor een eventueel motorgiermoment ook laag is, evenals dus de actuele V_{MCA}. Dit verandert echter zodra het motorvermogen wordt opgevoerd (bijvoorbeeld t.b.v. een doorstart). Het is niet bekend wat het verschil zou zijn tussen V_{MCA}'s met 50% en 100% kleppen. Wel had de commissie hierover een opmerking moeten invoegen omdat V_{MCA} bij een doorstart met een stilstaande motor (dus met hoog asymmetrisch vermogen en derhalve een groot motorgiermoment) wel een grote rol speelt. Een doorstart mag pas beginnen als de snelheid hoger is dan V_{MCA}.

2.3.7. *Volgens de definitie voor de bepaling van de VMCA1 is 5 graden hellingshoek naar motor 3 en 4 (rechts) nodig.* Dat klopt, omdat motor 1 de meest kritieke motor is en de dan gemeten V_{MCA} het hoogst. Zoals eerder uitgelegd werd door Lockheed een rolhoek van 5º toegepast in een richting weg van de uitgevallen kritieke motor bij de berekening van het benodigde oppervlak van het kielvlak inclusief richtingsroer en werd die 5º ook gebruikt bij de meting van V_{MCA}. In ontwerpvoorschriften is een hoek van maximaal 5º toegestaan. Lockheed spreekt in de handboeken niet over motornummers, maar alleen over 'inoperative engine(s)'. De V_{MCA} die in het vliegtuighandboek is voorgeschreven is daarom ook alleen maar geldig als de vlieger eveneens die rolhoek aanneemt en wel weg van de dan uitgevallen motor; anders kan de actuele V_{MCA} hoger zijn. Is de motor tegenover de kritieke motor uitgevallen, dan is weliswaar de actuele V_{MCA} iets lager, maar moet de vlieger nog steeds een rolhoek van 5º aanhouden weg van de uitgevallen motor, nu dus de andere kant op om de actuele V_{MCA} laag te houden. Bij dit ongeval had dus na het in vaanstand zetten van motor 3 een rolhoek van 5º naar links moeten worden aangerold en na het uitvallen van motoren 1 en 2, 5º naar rechts.

2.3.8. V_{MCA1} wordt door Lockheed niet gebruikt en door testvliegers ook niet. Het is òf V_{MCA}, de minimum bestuurbaarheidsnelheid als één van de motoren is uitgevallen, dus niet alleen als motornummer 1 uitstaat, maar welke motor dan ook, òf V_{MCA2} die van toepassing is wanneer twee motoren zijn uitgevallen. Uiteraard is V_{MCA} lager als een binnenmotor uitvalt, en heeft het uitvallen van twee tegenover elkaar liggende motoren geen gevolgen voor de bestuurbaarheid (symmetrisch vermogensverlies). Maar dit soort analyses kunnen pas plaatsvinden in de cockpit nadat de bestuurbaarheid is hersteld, o.a. met behulp van de kleine rolhoek.

2.3.9. **Subconclusie.** Vliegproeven ter bepaling van V_{MCA} zijn zeer strikt vastgelegd in voorschriften, waarin ook de toe te passen vliegtuigconfiguratie is vastgelegd. De minimum bestuurbaarheidsnelheden van de C-130H Hercules zijn niet bepaald gebruikmakend van alleen een rolhoek van 5º weg van stilstaande motor 1, een maximum stuurkracht of -uitslag, maar ook met andere

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

gedefinieerde configuratie-items zoals de startconfiguratie, en niet de landingsconfiguratie. De gepubliceerde V_{MCA} is van toepassing na uitval van welke motor dan ook.
In een rapport zou niet moeten worden verwezen naar voor onderzoekers en lezers onbekende testvluchten en testvliegtechnieken, maar naar de uitleg en bepalingen in de formele vliegtuighandboeken.

2.4. **Analyse § 15 b, (4) Controlability, 2e deel, pagina 30.**

... Bij de testvluchten werd vastgesteld dat bij uitval van motor nummer 1(de meest kritische motor voor wat betreft controllability) en de overige motoren op vol vermogen, een gier- en rolbeweging ontstaat die met de aerodynamische besturingsvlakken alleen, beneden VMCA1 niet meer kan worden opgevangen. Om het vliegtuig bestuurbaar te houden moet tegelijkertijd rudder en aileron worden gebruikt teneinde de gier- en rolbeweging tot nul te herleiden en een evenwichtstoestand te behouden met de minst 'unfavourable sideslip'. Het is verder bij ieder vliegtuigtype zo dat deze evenwichtstoestand zich kenmerkt door het feit dat ofwel met 'full rudder', zoals bij de CH-06, ofwel met 'full aileron' wordt gevlogen.

2.4.1. Reeds bij het ontwerpen van het vliegtuig weet de ingenieur welke motor de kritieke motor zal zijn en zal dat in het ontwerp gebruiken; tijdens testvluchten wordt dit slechts geverifieerd. De kritieke motor zal tijdens de meting van V_{MCA} zijn afgezet omdat daardoor de minimum bestuurbaarheidsnelheid van het vliegtuig een paar knopen hoger zal zijn dan wanneer de tegenoverliggende motor wordt afgezet.
Zoals reeds genoemd is V_{MCA} afhankelijk van vele factoren die tijdens de vliegproeven alle op de voor de bestuurbaarheid slechtste waarden ('worst case') worden gehouden, oftewel die tot de hoogste V_{MCA} zal leiden. Met bestuurbaarheid na motoruitval wordt echter slechts bedoeld het vermogen om een rechtlijnige vlucht te kunnen aanhouden terwijl de overige motoren op maximum vermogen zijn ingesteld èn een kleine rolhoek van 5º in de richting weg van de uitgevallen motor wordt aangehouden.
Een zeer gunstig gevolg van het toepassen van deze rolhoek is ook dat de sliphoek afneemt tot bijna 0º, zodat de weerstand van het vliegtuig zo laag mogelijk is, het snelheidsverlies zo klein mogelijk en maximaal klimvermogen overblijft. De in het vliegtuighandboek voorgeschreven V_{MCA} is een 'worst case' V_{MCA}. De actuele V_{MCA} van een vliegtuig zal afhangen van de vele factoren die invloed hebben op V_{MCA}, waaronder de ligging van het zwaartepunt in zowel langs- als dwarsrichting en van het actuele gewicht. Bij een zwaartepunt dat voorlijk ligt is het door het kielvlak opgewekte giermoment groter (de momentenarm is langer) en hoeft de uitslag van het richtingroer wellicht niet volledig te zijn bij dezelfde snelheid. Als het laterale zwaartepunt aan de zijde van de werkende motoren ligt, kan de uitslag van de rolroeren kleiner zijn dan die welke nodig was tijdens de vliegproeven ter bepaling van V_{MCA}. Bij een hoger gewicht dan het tijdens vliegproeven toegepaste minimum gewicht is de actuele V_{MCA} lager zolang een kleine rolhoek van 5º wordt toegepast weg van de uitgevallen motor. V_{MCA} wordt veel hoger als die rolhoek niet wordt aangehouden, zoals in § 2.6.1 is uitgelegd. Slechts als de condities hetzelfde zouden zijn geweest als die tijdens de vliegproeven, zal de *evenwichtstoestand zich kenmerken door het feit dat ofwel met 'full rudder', ofwel met 'full aileron' wordt gevlogen*. Bovendien is de C-130 Hercules volgens vliegtuigprestatiehandboek SMP 777 (ref. 5 pag. 3-19) 'rudder limited', wat inhoudt dat bij het reduceren van de vliegsnelheid met een stilstaande motor de maximum richtingsroeruitslag eerder wordt bereikt dan de maximum uitslag van de rolroeren.

2.4.2. **Subconclusie**. Opnieuw een paragraaf met niet zo deskundige woorden. Feit is dat de gier- en rolbewegingen tijdens dit ongeval niet meer konden wor-

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

den opgevangen met de stuurorganen omdat de vliegsnelheid lager was dan de actuele minimum bestuurbaarheidsnelheid, die hoog was omdat het motorvermogen hoog was en de rolhoek niet correct. Ook met tegelijk gegeven 'rudder en aileron' had de bestuurbaarheid niet kunnen worden herwonnen. Slechts het terugnemen van asymmetrisch vermogen had kunnen helpen, zoals uit de waarschuwingen in het vliegtuighandboek blijkt, zie § 2.1.

2.5. **Analyse § 15 b, (4) Controlability, 2e alinea, 1e deel, pagina 31.**

Bij de testvluchten ter bepaling van VMCA1 is overduidelijk gebleken dat iedere vermindering, zelfs met enkele graden, van de 5 graden hellingshoek in de richting van motor nummer 4 de bestuurbaarheid van het vliegtuig nadelig beïnvloedt en de controleerbaarheidssnelheid (V_{MCA}) exponentieel doet toenemen.

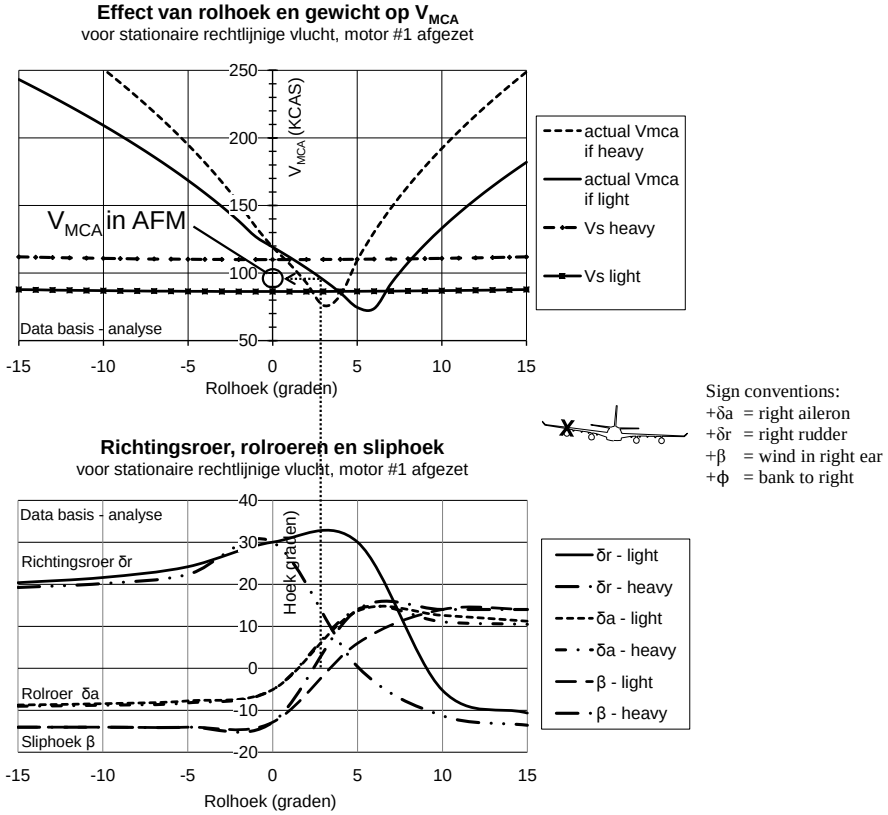
2.5.1. Tijdens de vliegproeven voor het bepalen van V_{MCA} is het vliegtuig in dezelfde configuratie als die welke werd gebruikt om het minimaal benodigde oppervlak van het kielvlak te berekenen, waaronder een zo laag mogelijk gewicht, een zover mogelijk achterlijk liggend zwaartepunt en maximaal startvermogen op de motor tegenover de afgezette, kritieke, motor. Twee V_{MCA}'s worden bepaald: eerst de statische en daarna de dynamische.
De **statische V_{MCA}** is van vitaal belang om een vlucht veilig te kunnen voortzetten terwijl een motor uitstaat. Tijdens de test wordt de snelheid langzaam gereduceerd tot aan het moment dat de koers niet meer kan worden aangehouden met volledig uitgeslagen richtings- en/of rolroeren, of tot één van de vastgestelde stuurkrachtlimieten wordt bereikt (voetenstuur 667 N, rolstuur 112 N of 75% uitslag). Deze snelheid is V_{MCA} met de vleugels horizontaal. Vervolgens wordt de door de fabrikant bij het kielvlakontwerp gebruikte rolhoek (tussen 3º en 5º weg van de stilstaande motor) aangerold en kan de snelheid verder worden gereduceerd totdat de koers opnieuw niet meer kan worden vastgehouden. De snelheid waarbij dit het geval is, is de statische V_{MCA}. Deze is bij de Hercules 9 kt lager dan de V_{MCA} met horizontaal gehouden vleugels. De statische V_{MCA} is van toepassing gedurende de gehele vlucht zolang een motor uitstaat en de tegenover liggende motor maximaal vermogen levert en is dus alleen maar geldig zolang een kleine rolhoek, en dus een rechtlijnige vlucht, wordt aangehouden en beslist niet tijdens bochten.
De **dynamische V_{MCA}** is van belang om de bestuurbaarheid te kunnen terugwinnen direct na het plotselinge uitvallen van een motor en de daarmee gepaard gaande dynamische bewegingen. Deze V_{MCA} wordt bepaald door op steeds lagere snelheden de brandstoftoevoer naar de kritieke motor af te sluiten en de koers te herstellen. De snelheid waarbij de koerswijziging nog net kleiner is dan 20º, de rolhoek kleiner dan 45º en geen gevaarlijke toestanden optreden, is de dynamische V_{MCA} van het vliegtuig.
De statische V_{MCA} is doorgaans hoger dan de dynamische V_{MCA} en wordt derhalve als dé V_{MCA} van het vliegtuig in het vliegtuighandboek gepubliceerd. Bij de Hercules is dit ook het geval.

2.5.2. De tijdens vliegproeven op een veilige hoogte gemeten V_{MCA} wordt geextrapoleerd naar zeeniveau en naar andere hoogten en temperaturen en in V_{MCA} grafieken weergegeven die in het vliegtuigprestatiehandboek worden gepubliceerd, voor de Hercules in SMP 777, ref. 5. Zoals Lockheed in deze referte uitlegt (zie het kader in § 2.3.3) is de gepubliceerde V_{MCA} gemeten met motor nummer 1 afgezet en de propeller daarvan 'windmilling' (niet in vaanstand zoals meestal toegepast bij meting V_{MCA}), volledige uitslag van het richtingsroer of tot een maximum van 180 lb stuurkracht, een rolhoek weg van de stilstaande motor, landingsgestel neer, de kleppen aan de vleugelachterrand 50% naar beneden en met een zo laag mogelijk vlieggewicht (geen lading en de brandstof-

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

tanks bijna leeg).
Het effect van rolhoek en gewicht wordt dus niet tijdens de vliegproeven bepaald, maar kan wel theoretisch worden berekend gebruikmakend van de stabiliteitsafgeleiden van het vliegtuig. Een voorbeeld hiervan is ook gegeven in ref. 10.

2.5.3. V_{MCA} neemt bovendien niet *exponentieel toe met de 5º hellingshoek in de richting van motor 4*, maar ongeveer lineair in de richting van de uitgevallen motor; tijdens de vliegproeven dus in de richting van de stilstaande motor 1 en niet *in de richting van motor nummer 4*!
Lockheed heeft in het vliegtuigprestatiehandboek SMP 777 (ref. 5 pag. 3-18) een figuur gepresenteerd waarin het effect van rolhoek en gewicht op V_{MCA} wordt geïllustreerd; deze figuur staat in § 2.6.4 hieronder. Bij deze figuur staan geen getallen, omdat V_{MCA} afhangt van de actuele waarden van vele factoren die invloed hebben op V_{MCA}. In ref.'s 7 en 8 staat een in ref. 10 berekende figuur van een Boeing 707/DC-8 type vliegtuig waarin het effect van rolhoek op V_{MCA} beter wordt weergegeven. Deze figuur is hieronder opgenomen:



2.5.4. **Subconclusie**. Bij de testvluchten met de Hercules werd V_{MCA} bepaald nadat motor 1 was afgezet, de overige motoren op vol vermogen draaiden en het vliegtuig in de voor V_{MCA} 'worst case' configuratie was gebracht. Ook werd één V_{MCA2} bepaald met motoren 1 en 2 uit. In beide gevallen wordt V_{MCA} gemeten met de vleugels recht en met de kleine rolhoek van 5º weg van de uitgevallen motor(en). In het laatste geval is V_{MCA} lager; deze wordt gepubliceerd. Slechts uit theoretische analyses, en niet uit testvluchten, blijkt welk effect een andere rolhoek heeft op de hoogte van de minimum bestuurbaarheidsnelheid. De toename is niet exponentieel, maar ongeveer lineair, zoals uit bovenstaande figuur blijkt.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

2.6. **Analyse § 15 b, (4) Controlability, 2e alinea, 2e deel, pagina 31**

... De werkelijke VMCA1, met het voor het vliegtuig berekende Gross weight van 101.000 lbs en 5º helling 'into the live engines' is als 105 kts bepaald (zie de grafiek hieronder). In onderhavig geval, met 'wings level', is de werkelijke V_{MCA} 118 kts.

2.6.1. De eerder al genoemde 40-pagina's omvattende, rijk geïllustreerde publicatie getiteld 'C-130 Low Speed Flying Qualities' (ref. 6) heeft Lockheed de bijzondere en de gevaarlijke vliegeigenschappen van de C-130 Hercules bij lage vliegsnelheden nog eens geïllustreerd en uitgelegd in andere bewoordingen dan worden gebruikt in het formele vliegtuighandboek om een beter begrip van de vliegeigenschappen van de Hercules bij lage snelheid en van de minimum bestuurbaarheidsnelheid te bewerkstelligen. In het voorwoord van de publicatie staat nadrukkelijk aangegeven dat deze niet is bedoeld om voorrang te krijgen op het vliegtuighandboek, noch om het te vervangen.
De commissie heeft echter een van de figuren uit die publicatie overgenomen, niet alleen ter illustratie, maar zelfs voorzien van getallen langs de horizontale en verticale assen en er daarmee onterecht waarde aan toegekend. De figuur staat op de volgende bladzijde, aan de linkerzijde.
In het kopje boven de grafiek is *'VMCA1 Out of ground effect'* gezet, maar dit staat niet in het origineel van Lockheed waarmee slechts het effect van rolhoek en gewicht op V_{MCA} wordt geïllustreerd. Het kopje slaat blijkbaar alleen op de toegepaste getallen. De V_{MCA} boven grondeffect voor een omgevingstemperatuur van 21,3º C en een luchtdruk van 1027 hPa was volgens de grafiek in het vliegtuigprestatiehandboek SMP777 (ref. 5 pag. 3-63): 107 kt. De commissie stelt dat *de werkelijke VMCA1 als 105 kt is bepaald en dat in onderhavig geval, met 'wings level', de werkelijke V_{MCA} 118 kts is.*
V_{MCA} hangt echter van meer factoren af dan alleen rolhoek en gewicht, waaronder de laterale en longitudinale ligging van het zwaartepunt, de stand van de propellers, de richtingsroerbekrachtiging (hydraulische druk), en eventuele (asymmetrische) luchtstroomeffecten. Hierover is in het rapport van ongeval niets terug te vinden. De werkelijke of actuele V_{MCA} kan dus niet worden bepaald. De commissie gaat voorbij aan het feit dat de grafiek slechts de verandering van V_{MCA} met rolhoek en gewicht illustreert en kan en mag dus nooit worden gebruikt om een *'werkelijke'* V_{MCA} te bepalen. In het vliegtuigprestatiehandboek SMP 777, ref. 5 pag 3-18 (zie de rechter figuur hieronder) staat weliswaar een dergelijke figuur, maar dan zonder getallen langs de assen. De in het vliegtuighandboek bij de figuur behorende tekst spreekt voor zich.

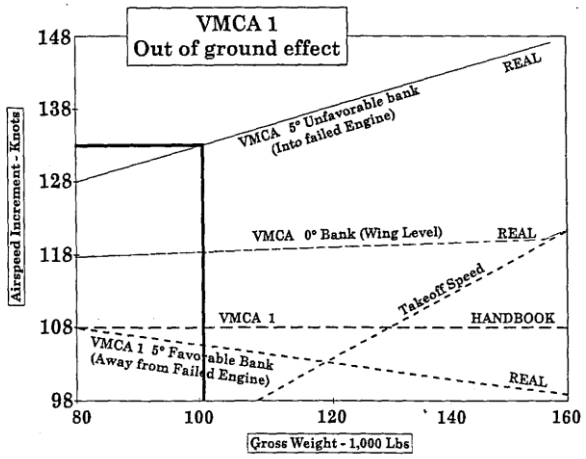
2.6.2. De commissie gebruikt hier een vliegtuiggewicht (massa) van 101.000 lb, terwijl in het openbare rapport een totale massa van 98.000 lb wordt genoemd. Dit verschil heeft echter slechts geringe invloed op de onterecht toegepaste figuur en de 'werkelijke' getallen.

2.6.3. Uit de grafieken in het vliegtuigprestatiehandboek SMP 777 (ref. 5 pag. 3-62 en 3-63) blijkt dat bij de tijdens het ongeval heersende buitentemperatuur (21,3º C) en op de hoogte van de landingsbaan (74 ft) de V_{MCA} in grondeffect van het vliegtuig niet hoger was dan 103 kt, en de V_{MCA} boven het grondeffect niet hoger dan 107 kt. Deze getallen zijn echter slechts geldig tijdens een rechtlijnige vlucht onder aanhouding van een rolhoek van 5º weg van de stilstaande motor en met de motoren op maximaal vermogen, zoals na het initiëren van de doorstart en bij een achterlijk zwaartepunt. De V_{MCA2} voor twee uitstaande motoren was 134 kt of lager, eveneens onder dezelfde voorwaarden. De werkelijke, of beter de actuele, V_{MCA}'s kunnen lager zijn geweest omdat bijvoorbeeld het zwaartepunt niet geheel achterlijk lag, zoals bij de meting van de V_{MCA}'s.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

2.6.4. Direct na het in vaanstand zetten van de propeller van motor 3 was de handboek, de standaard, V_{MCA} 2 – 4 kt lager dan de hierboven gegeven getallen (SMP 777, ref. 5 pag. 3-18). In feite was V_{MCA} nog veel lager, en vermoedelijk geen factor voor de bestuurbaarheid, omdat motor 3 een binnenmotor is en een minder grote verandering in het giermomentenevenwicht veroorzaakte dan een uitgevallen buitenmotor. Zoals eerder genoemd worden slechts twee V_{MCA}'s bepaald, één V_{MCA} met stilstaande motor 1 (is $V_{MCA,}$ soms als V_{MCA1} geschreven) en één V_{MCA} met stilstaande motoren 1 en 2 (is V_{MCA2}). Indien een andere motor uitvalt of twee andere, dan is de actuele V_{MCA} of V_{MCA2} lager, wat veiliger is. Toch moet de vlieger, conform het vliegtuighandboek, dezelfde getallen en ook dezelfde noodprocedures hanteren na de uitval van om het even welke motor of propeller. Er hoeft daardoor geen kostbare tijd verloren te gaan met het analyseren van wat er precies aan de hand is, en welke acties genomen moeten worden. Deze zijn namelijk altijd gelijk en onafhankelijk van het motornummer.

Figuur uit rapport van onderzoek (pag. 31):



Deze figuur is overgenomen uit een niet-officiële publicatie van Lockheed (ref. 6) die is bedoeld om de bijzondere en de gevaarlijke vliegeigenschappen van de C-130 Hercules bij lage vliegsnelheden nog eens te illustreren en visueel te illustreren wat met de teksten en waarschuwingen in de vliegtuighandboeken wordt bedoeld, om een beter begrip van de vliegeigenschappen van de Hercules bij lage snelheid en van de minimum bestuurbaarheidsnelheid te bewerkstelligen. In de oorspronkelijke figuur in ref. 6 op pag. 15 staan langs de verticale as de getallen -10, 0 tot +40 als 'airspeed increment', zoals in bovenstaande figuur nog in de linker marge staat. De commissie heeft echter in plaats van deze 'airspeed increments' snelheden geplaatst, maar deze zijn alleen maar correct als het zwaartepunt op de achterste limiet zou liggen en aan beide vleugels nog tenminste één motor zou draaien (hydraulische bekrachtiging). Er mogen daarom, in tegenstelling tot wat de commissie heeft gedaan, aan de figuur geen conclusies worden ontleend.

Figuur en tekst uit SMP 777, ref. 5 pag. 3-18:

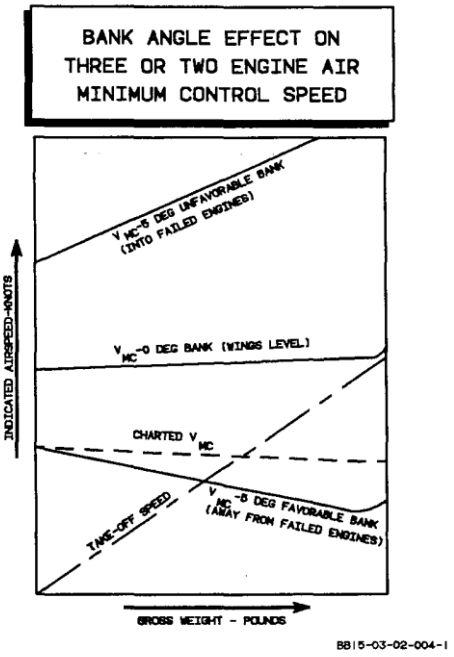


Figure 3-5.

Deze figuur laat zien dat een toename van snelheid nodig is voor de bestuurbaarheid van het vliegtuig als de gunstige rolhoek van 5º weg van de uitgevallen motor wordt gereduceerd tot 0º (vleugels horizontaal) of tot een ongunstige rolhoek van 5º in de richting van de uitgevallen motor.

2.6.5. De Hercules heeft twee hydraulische systemen, één in elke vleugel welke worden aangedreven door de twee motoren aan die vleugel. Uitval van twee motoren aan één vleugel leidt daardoor ook tot het uitvallen van één van de twee hydraulische systemen, waardoor minder dan de helft van de druk beschikbaar is voor de hydraulische bekrachtiging van het richtingsroer, en de uitslag daarvan minder groot zal zijn en de actuele V_{MCA} tot 10 kt hoger wordt (zie onderstaande tabel uit het vliegtuigprestatiehandboek SMP 777, ref. 5 pag. 3-19). De actuele V_{MCA} was daardoor misschien wel opgelopen tot 128 kt en was

dus veel hoger dan de vliegsnelheid. Mede hierdoor was het vliegtuig onbestuurbaar geworden. De commissie heeft dit feit niet meegewogen.

HYDRAULIC SYSTEM STATUS	FLAP LEVER POSITION-PERCENT ⚠1	RUDDER BOOST PRESS-PSI GAGE READING ⚠2		INCREASE IN MINIMUM CONTROL SPEED-KNOTS
		UTILITY	BOOSTER	
Utility and Boost System Operating	21 to 100	3,000	3,000	
Either Boost or Utility System Inoperative. Other System Operating	21 to 100	3,000 or 0	0 or 3,000	10
Utility and Boost System Operating	0 to 9	1,300	1,300	13
Either Boost or Utility System Inoperative. Other System Operating	0 to 9	1,300 or 0	0 or 1,300	23

Note

⚠1 10 to 20 percent represents tolerance band within which pressure reading is indeterminate.

⚠2 Nominal, refer to the Limitations Section of the applicable Flight Manual for limitations.

2.6.6. In het vliegtuigprestatiehandboek SMP 777, ref. 5 pag. 3-18, staat ook met woorden dat de hydraulische druk een 'powerful influence' heeft op V_{MCA} en dat de grafieken voor V_{MCA} gebaseerd zijn op de beschikbaarheid van beide hydraulische systemen. Als de flaphendel tussen 21 en 100% staat wordt de hydraulische druk verhoogd van 1300 psi tot 3000 psi, wat gebruikelijk is t.b.v. de start en landing. Uit het rapport wordt niet duidelijk wat de stand was van de flaphendel en of er dus wel voldoende hydraulische druk was voor het bekrachtigen van het richtingsroer voordat motoren 1 en 2 uitvielen.

2.6.7. **Subconclusie**. De bepaling van de werkelijke V_{MCA} door de commissie is onjuist. De werkelijke V_{MCA} kan door de commissie niet worden bepaald, aangezien de vele factoren daarop invloed hebben niet zijn gegeven in het rapport. Aangezien het vliegtuig naar links bleef uitwijken, moet de vliegsnelheid lager zijn geweest dan de actuele V_{MCA}.

2.7. **Analyse § 15 b, (4) Controlability, Note op pagina 31.**

Note. De door de bemanning gebruikte en op de TOLD card vermelde VMCA1 is de 'Handbook VMCA1' (uit de flight manual FM 382C-25D, SMP 777) van 108 kts. Deze VMCA1 is berekend voor het minimum startgewicht van het vliegtuig van 80.000 lbs. Voor alle gewichten boven 80.000 lbs is de werkelijke V_{MCA1} lager. Derhalve is de in de FM gehanteerde V_{MCA1} een veilige snelheid voor alle vluchten, met alle voor het vliegtuig mogelijke startgewichten.

2.7.1. Dit lijkt een juiste conclusie, maar de uiterst belangrijke voorwaarde waaronder de *handboek-V_{MCA}'s* geldig zijn ontbreekt, namelijk dat de rolhoek 5º moet zijn in de richting weg van de uitgevallen motor. Uit de in het rapport opgenomen figuur (zie § 2.6.4 hierboven) blijkt ook dat als de rolhoek niet 5º is weg van de uitgevallen motor, de werkelijke V_{MCA} hoger is. Alleen als een rolhoek van 5º weg van de uitgevallen motor wordt aangehouden is de actuele V_{MCA} voor alle gewichten boven 80.000 lb lager.
Als deze rolhoek niet wordt aangehouden of kan worden aangehouden, dan is de actuele V_{MCA} met de vleugels horizontaal bij de Hercules 9 kt hoger dan de

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

handboek-V_{MCA}; V_{MCA2} is dan zelfs tenminste 20 kt hoger dan de handboek-V_{MCA2}.

2.7.2. **Subconclusie**. De in het vliegtuighandboek gehanteerde V_{MCA}'s zijn inderdaad veilige snelheden voor alle configuraties en startgewichten, maar alleen onder de voorwaarde dat de rolhoek 5º is weg van de uitgevallen motor(en).

2.8. **Analyse § 15 b, (4) Controlability, 1e alinea, 2e deel, pagina 32.**

... De som van de momenten van de vier motoren van het betrokken vliegtuig is daarom vergelijkbaar met de som van de momenten welke optreden bij de bepaling van VMCA1, met dat verschil dat het ontbreken van het blaaseffect van motoren 2 en 3 de doeltreffendheid van de vleugeloppervlakken nog verder nadelig beïnvloedt en daardoor mogelijk de werkelijke V_{MCA} verder verhoogt en dus nadelig beïnvloedt.

2.8.1. Na de vogelaanvaring waren drie van de vier motoren uitgevallen en was de motormomentenverdeling rond de top-as (die belangrijk is voor de richtingsbestuurbaarheid) inderdaad alsof er maar één motor was uitgevallen (motor 1). Motoren 1, 2 en 3 leverden geen, maar motor 4 leverde vol vermogen waardoor, zoals de commissie stelt, *de momenten waren zoals gebruikt bij de bepaling van VMCA1*. Maar dit klopt niet, want bij de bepaling van V_{MCA} werken beide hydraulische systemen. Zoals hierboven in § 2.6.5 is uitgelegd is de hydraulische druk na uitval van twee motoren aan dezelfde vleugel lager en daardoor was de actuele V_{MCA} 10 kt hoger dan de 'gemeten' V_{MCA}. De actuele V_{MCA} was nu niet 134 kt (V_{MCA2}), maar 103 kt (V_{MCA} in grondeffect), vermeerderd met ca. 9 kt als niet de voorgeschreven rolhoek van 5º in de richting van motor 4 werd aangerold, maar de vleugels horizontaal werden gehouden en met 10 kt voor de lagere hydraulische druk. De vaanstand van motor 3 verlaagde V_{MCA} weer een paar knopen.

2.8.2. Het *ontbreken van blaaseffect van motoren 2 en 3* reduceert de zgn. aandrijf-lift ('propulsive lift') van de vleugelsegmenten achter de propellers 2 en 3, omdat de luchtstroom daar ter plaatse niet meer door de ervoor geplaatste propellers wordt aangejaagd en dat deel van de vleugels dientengevolge niet meer lift genereerden dan de rest van de vleugel, met uitzondering van het deel achter propeller 4. Propellers 2 en 3 zijn symmetrisch om het zwaartepunt geplaatst, waardoor het *ontbreken van het blaaseffect* geen invloed heeft op gier- en rolmomenten en dus niet de werkelijke V_{MCA} verhoogt, doch slechts invloed heeft op de totale liftproductie van de vleugels en daardoor alleen op het overblijvende klimvermogen. Bovendien stelt Lockheed dat de Hercules 'rudder limited' blijft, ook na uitval van twee motoren aan dezelfde vleugel (SMP 777, ref. 5 pag. 3-19) wat inhoudt dat de maximum uitslag van het richtingsroer altijd eerder wordt bereikt dan maximum rolstuur.

2.8.3. **Subconclusie**. De *werkelijke V_{MCA}* wordt dus niet verhoogd door *het ontbreken van het blaaseffect van motoren 2 en 3*. Gezien het feit dat de langsas van het vliegtuig niet in de richting van de landingsbaan kon worden gehouden maar de koers van het vliegtuig, ongetwijfeld tegen de zin en tegen de stuurinputs van de vliegers in, naar links veranderde, moet de vliegsnelheid lager zijn geweest dan de actuele V_{MCA}.

2.9. **Analyse § 15 b, (5) Correctieve actie bemanning, pagina 32.**

Tijdens de doorstart, 'wings level', na het verlies van de motoren nummers 1 en 2, en het in de vaanstand brengen van propeller nummer 3 bevond het vliegtuig zich onder de VMCA1. Dit houdt in dat het vliegtuig vanaf dat moment niet meer controleerbaar was en onherroepelijk onderworpen werd aan een linker rol- en gierbeweging.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

2.9.1. *Na het verlies van motoren 1 en 2* begon het vliegtuig aan een blijkbaar niet te stoppen gier- en rolbeweging in de richting van de uitgevallen motoren. De vliegers zullen ongetwijfeld hebben getracht om deze beweging met het voeten- en het rolstuur tegen te gaan, maar het vliegtuig reageerde daarop niet zoals gewenst. Een dergelijke 'onbestuurbaarheid' is een indicatie dat de vliegsnelheid lager was dan de actuele, de werkelijke V_{MCA}, die overigens meestal lager (veiliger) is dan de in het vliegtuighandboek gegeven V_{MCA}, omdat het zwaartepunt wellicht meer voorlijk ligt dan bij de meting van V_{MCA}, of omdat de uitvallende motoren nog wat vermogen leveren.

2.9.2. Lockheed schrijft voor (§ 2.1.19) dat het belangrijk is een rolhoek van 5º aan te houden in een richting weg van de uitgevallen motor. Direct na het in vaanstand zetten van de propeller van motor 3 zou de rolhoek dus 5º naar links moeten zijn geweest, en vervolgens na het uitvallen van motoren 1 en 2, de andere kant op, 5º naar rechts in de richting van de nog enige werkende motor nummer 4, om de actuele V_{MCA} zo laag mogelijk te houden. Aangezien de rolhoek naar links toenam, werd ook de actuele V_{MCA} steeds hoger, zoals in de figuren in § 2.5.1 en § 2.6.1 is te zien.

2.9.3. De gier- en rolbeweging wordt veroorzaakt door de asymmetrie van de vermogensdistributie aan de vleugels zodra de door het kielvlak met richtingsroer gegenereerde dwarskracht te laag is om het giermoment dat wordt veroorzaakt door de vermogensasymmetrie in voldoende mate tegen te werken. De door het kielvlak gegenereerde dwarskracht is evenredig met het kwadraat van de vliegsnelheid. Indien de snelheid niet (snel) kan worden verhoogd, dan is de enige mogelijkheid voor herstel van bestuurbaarheid het verlagen van het motorgiermoment, wat ook door Lockheed wordt beschreven in ref. 6. De responstijd van de (propellers van de) motoren van de Hercules is heel kort.

2.9.4. **Subconclusie**. De onderwerping aan de rol- en gierbeweging was in tegenstelling tot wat de commissie schrijft, *niet onherroepelijk*. Zie ook de opmerking in § 2.1.24. De snelheid van het vliegtuig bevond zich dus niet alleen onder de *handboek VMCA1*, maar ver onder de werkelijke, de actuele V_{MCA}. Het vliegtuig was onbestuurbaar geworden en zou dat blijven zolang motor 4 op maximum vermogen bleef draaien.

2.10. **Analyse § 15 b, (5) 2e alinea, pagina 32.**

Tijdens en na het ontstaan van de buitengewone asymmetrische stuwkracht van de motoren, beneden VMCA1, kan de controleerbaarheid in rol- en gierbeweging van het vliegtuig alleen worden herwonnen indien de throttles van de motoren naar achteren worden getrokken. Dit zou onmiddellijk de asymmetrie hebben opgeheven. Het probleem van controleerbaarheid in rol- en gierbeweging valt weg en alleen het vermogensprobleem resteert, waarbij in acht moet worden genomen de 'stallspeed', zijnde 77 kts met 'wings level' en 'full flaps'. Het wegvallen van het controleerbaarheidsprobleem wil niet zeggen dat, gelet op de beschikbare tijd om het vliegtuig aerodynamisch terug onder controle te brengen en de geldige 'stall speed' die met 30º helling zal zijn verhoogd tot 86 kts, een 'normale' landing had kunnen worden uitgevoerd.

2.10.1. Deze bevinding is op zich correct als de woorden '*beneden VMCA1*' zouden worden vervangen door 'met een vliegsnelheid die lager is dan de actuele V_{MCA}'. De Hercules is bij vermogensasymmetrie 'richtingsroer gelimiteerd', hetgeen inhoudt dat de volledige richtingsroeruitslag eerder wordt bereikt dan de maximale rolstuuruitslag (ref. 5, pag. 3-19). Dit zou kunnen inhouden dat er nog rolstuur over zou kunnen zijn om het vliegtuig te rollen naar de voorgeschreven rolhoek van 5º in de richting van de werkende motor. Als het rolstuur ook niet meer werkt dan rest, op lage hoogte vliegend, alleen het reduceren of

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

sluiten van de gashendel van de tegenover de uitgevallen motor liggende motor, in dit geval motor 4, zoals Lockheed adviseert in een 'warning' in het vliegtuig-handboek, zie § 2.1.4. In ref. 6 op pag. 34, zie § 2.1.24, wordt geadviseerd alle gashendels dicht te trekken. Dan kunnen de vleugels weer horizontaal worden gebracht om bestuurbaar te landen (buiten de baan).

2.11. **Analyse § 15 b, (5) 4e alinea, pagina 32.**

Het uitvoeren van een grondige analyse van het verloop van de fluctuaties van de motorindicaties in combinatie met het oplossen van het bestuurbaarheidsprobleem, door het naar achteren bewegen van de throttles, konden door de bemanning niet worden uitgevoerd in de tijdspanne waarover zij beschikte.

2.11.1. Een grondige analyse is ook niet nodig. In de luchtvaart zijn procedures ontwikkeld en van kracht waarvan enkele noodprocedures zelfs onthouden moeten worden om ze snel en zonder nadenken te kunnen toepassen (bold face of memory items genoemd). Zoals eerder gesteld had de doorstart bij de lage vliegsnelheid tijdens de landingsfase na het passeren van de baandrempel niet mogen worden geïnitieerd omdat de vliegsnelheid lager was dan de V_{MCA} die op de TOLD card stond (zie § 2.1.21). Dit vergt geen grondige analyse, maar slechts een melding van de niet-vliegende vlieger dat zodra de snelheid lager is dan V_{MCA}, het vliegtuig 'committed to land' is. Kwestie van procedures (en van training), niet van *grondige analyse*.

2.11.2. Bij het begin van de doorstart is of was motor 3 bewust afgezet, waarna dus V_{MCA2} van toepassing was. De vliegsnelheid was echter heel veel lager dan V_{MCA2}. De vliegers moeten hebben gemerkt dat de rol- en richtingsroeren niet meer effectief waren, met andere woorden dat er een bestuurbaarheidprobleem was. De enige optie volgens Lockheed was de gashendels dicht te trekken.

2.11.3. Het duurde volgens de commissie 12 seconden van het initiëren van de doorstart tot het wrak tot stilstand kwam. Wellicht zijn de vliegers 'bevroren' omdat het vliegtuig niet meer reageerde op hun stuurinputs of vanwege het niet herkennen van het probleem. Goede kennis van en kennismaking tijdens lesvluchten met de minimum bestuurbaarheidsnelheid moet toch toereikend zijn om te leren en begrijpen dat als het vliegtuig niet reageert op maximum stuurinputs bij lage snelheid en hoge (asymmetrische) motorvermogens de vliegsnelheid wel eens lager kan zijn dan de actuele V_{MCA}. De enige toepasselijke actie is normaliter het tijdelijk (een beetje) reduceren van het vermogen van de tegenoverliggende motor. Zie de waarschuwing in § 2.1.14 en de toelichting in § 2.1.24.
Als bij lage snelheid en hoge motorvermogens het vliegtuig niet meer reageert op de gegeven stuurinputs, dan moet de snelheid direct worden opgevoerd door de neus naar beneden te drukken. Als de vlieghoogte te laag is om dat te kunnen doen, dan is de enige mogelijke actie het (tijdelijk) deels terugnemen van het gashendel van de tegenoverliggende motor, het aanrollen van een 5º rolhoek in de richting van die motor, waarna het gas weer vol open kan. Met het richtingsroer hoeft tijdens deze actie alleen het gieren te worden tegengegaan en daarna de bal van de slipindicator een halve baldiameter in de richting weg van de stilstaande motor.

2.11.4. **Subconclusie**. Door het niet hanteren van de voorgeschreven procedures en/of het gebrek aan kennis daarvan, wellicht als gevolg van tekortschietende training, kwam de bemanning in een situatie waaruit ontsnapping niet meer mogelijk was.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

2.12. **Het ongeval § 15 c. Subconclusies, pagina 32.**

2.12.1. Van de 22 conclusies is er een aantal fout, wat ook duidelijk zal zijn geworden na het lezen van deze analyse.

2.12.2. **Subconclusie**. De analyse van het ongeval in § 15 van het rapport van de commissie van onderzoek is op meerdere punten incorrect en incompleet. De commissie was blijkbaar onbekend met de wijze waarop vliegproeven met vliegtuigen worden uitgevoerd en met de werkelijke waarde van de in het vliegtuighandboek voorgeschreven V_{MCA} en de daarbij horende voorwaarden.

2.13. **Postcrash analyse § 16 c. 1e alinea, 2e zin, pagina 39.**

... Bij het vliegtuig was er, na het uitvallen van motoren nummers 1 en 2 en het in vaanstand brengen van propeller nummer 3, sprake van verlies van vermogen van drie motoren. Dit wordt niet besproken in de FM.

2.13.1. Een vliegtuighandboek bevat nooit procedures voor alle mogelijke voorvallen, die ook niet alle in een vliegeropleiding of –conversie aan bod zullen komen. Met de kennis en (trainings)ervaring van de in de vliegtuighandboeken wel besproken procedures, waarschuwingen en opmerkingen moet een goed opgeleide vlieger in staat worden geacht ook de niet gegeven of getrainde voorvallen de baas te kunnen.

2.13.2. Deze opmerking is ook niet relevant, want het besluit tot doorstart had niet mogen worden genomen.

2.14. **Postcrash analyse § 16 c. 2e alinea, Note, pagina 39.**

Note. De FM gaat onder item 'engine failure during take-off' slechts in op het verlies van een 'outboard engine' waarbij wordt vermeldt dat het in dat geval noodzakelijk kan zijn het motorvermogen van de tegenoverliggende 'outboard engine' te reduceren om de controleerbaarheid in rol- en gierbeweging van het vliegtuig te handhaven.

2.14.1. In het kopje van dit '*item*' in het vliegtuighandboek (*FM*) wordt gesproken over 'an engine failure' en niet over een *'outboard engine failure'*. De procedure gaat over het doorzetten van de start als er na het passeren van de 'refusal speed' 'an engine' uitvalt. Dit wordt wel gevolgd door de waarschuwing dat als een van de twee 'outboard engines' uitvalt terwijl de snelheid dichtbij V_{MCA} is, het noodzakelijk kan zijn om vermogensreductie toe te passen op de tegenoverliggende motor. Dit kan nodig zijn omdat na uitval van een buitenmotor het motorgiermoment het grootst is en het maar de vraag is of alleen de uitslag van het richtingsroer bij de gegeven snelheid toereikend zal zijn om dit motorgiermoment tegen te kunnen werken. Daarom moet, zoals in de betreffende 'Warning' staat (§ 2.1.4), verplicht een rolhoek van 5 graden weg van de uitgevallen motor worden aangerold, want daardoor daalt de actuele V_{MCA} en kan de bestuurbaarheid beter worden gehandhaafd. Bovendien is de weerstand lager. Indien een 'inboard engine' uitvalt, dan is het motorgiermoment niet zo groot dat een vermogensreductie van de andere binnenmotor nodig hoeft te zijn. Toch kan het geen kwaad als ook in dit geval een kleine rolhoek wordt aangerold.

2.14.2. **Subconclusie**. Er wordt dus niet slechts ingegaan op het verlies van een *'outboard engine'*, een buitenmotor, maar wel wordt ervoor gewaarschuwd dat als er een buitenmotor uitvalt, en niet een binnenmotor, er aanvullende acties nodig zijn voor het behoud van bestuurbaarheid.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

2.15. **Postcrash analyse § 16 e. Escape procedures, pagina 40.**

De evacuatieprocedures worden in het Flight Manual FM 382C-25D niet gedetailleerd beschreven. ... ... Er wordt in de FM niet voorgeschreven hoe bij een eventuele evacuatie van het vliegtuig op de grond, de taken onder de bemanningsleden verdeeld dienen te worden en hoe het vliegtuig verlaten dient te worden.

2.15.1. Dat klopt, daarvoor is een vliegtuighandboek of flight manual (FM) ook niet. Een vliegtuighandboek is een verlengstuk van het bewijs van luchtwaardigheid van het vliegtuig. In het vliegtuighandboek staan de door de vliegtuigfabrikant geschreven en door de overheid vastgestelde snelheids- en gebruikslimieten, normale, abnormale en noodprocedures voor de bediening van het vliegtuig door de cockpitbemanning, prestaties en maximale en minimale gewichten, grenzen van het zwaartepuntbereik en beschrijvingen van de werking van boordsystemen, met andere woorden, alleen zaken die de cockpitbemanningsleden dienen te gebruiken en ook nodig hebben om een veilige en luchtwaardige vluchtuitvoering te garanderen.
Heeft de commissie het beladingshandboek ('Loading Manual') bekeken? En is onderzocht of er andere noodprocedures waren uitgegeven en van toepassing verklaard? Doorgaans staan evacuatieprocedures in een zgn. 'Operations Manual'.

2.16. **Oorzaak van het ongeval § 19, pagina 43.**

2.16.1. In het voorwoord staat:

... Indien de inhoud van het dossier aanleiding geeft tot betwisting en hierdoor, vergezeld van degelijke argumenten, wordt teruggestuurd aan de CVO is deze bereid het onderzoek te heropenen.

2.16.2. Gezien de bevindingen die in deze analyse zijn beschreven, zouden belanghebbenden het dossier inderdaad moeten terugsturen naar de commissie van onderzoek en heropening van het onderzoek moeten vorderen.

2.17. **Besluiten § 20, pagina 43.**

2.17.1. Een aantal van de genoemde besluiten is fout en dient te worden herzien.

3. CONCLUSIES VAN DEZE ANALYSE VAN HET RAPPORT VAN ONGEVAL

3.1. Aan het eind van § 2.1 tot en met § 2.17 zijn subconclusies opgenomen, waarnaar kortheidshalve wordt verwezen.
Er staan zovele waarschuwingen en opmerkingen in de twee vliegtuighandboeken (ref. 4, 5) en in een aparte door Lockheed uitgegeven publicatie over de vliegeigenschappen van een Hercules bij lage snelheid (ref. 6) over het vliegen met een uitgevallen motor, dat die de vliegers gewoonweg niet kunnen zijn ontgaan als zij hun vliegtuighandboeken hadden gelezen. Vermoedelijk werden deze boeken helemaal niet gelezen en werd niet getoetst op kennis ervan.

3.2. De commissie van onderzoek heeft met dit rapport laten weten de bestuurbaarheid van een meermotorig vliegtuig na motoruitval niet geheel te begrijpen, was blijkbaar ook niet kundig op het gebied van het opereren met een Hercules transportvliegtuig en heeft ook niet de juiste expertise geraadpleegd. Indien er Herculesvliegers onder de

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

commissieleden waren, dan was er inderdaad iets fout met de opleidingen tot Herculesvlieger.

3.3. Passagiers verwachten van vliegers dat zij uitstekend zijn opgeleid en sneller en beter dan gemiddelde mensen kunnen reageren op noodsituaties en zeer goede kennis hebben van hun vliegtuig en van de voor de bediening ervan uitgegeven procedures. De vliegers van de Hercules hebben dat niet laten zien, maar dat is hen niet te verwijten. Zij waren door hun overheid bevoegd verklaard om de Hercules te bedienen. Het mankeerde aan de opleiding van de vliegers, maar ook aan de kennis en kunde van ongevallenonderzoekers. Dit is in het rapport slechts voor een expert duidelijk geworden.

3.4. De conclusie van de oorzaak van het ongeval had moeten zijn: Door het initiëren van een doorstart op te lage snelheid en vanaf een te lage hoogte en tegen de talrijke waarschuwingen in het vliegtuighandboek in, ging de bestuurbaarheid verloren en verongelukte het vliegtuig.

3.5. Mensen maken nu eenmaal fouten; hiervan moet en kan worden geleerd. Uit dit ongeval kon echter geen lering worden getrokken voor wat betreft het vliegen met uitgevallen motor(en) omdat niet de juiste conclusies werden getrokken. Een ongeval als dit kan daarom weer gebeuren als motoren uitvallen tijdens een start of doorstart. Sinds 1996 zijn er wereldwijd meer dan 250 fatale ongevallen gebeurd met meermotorige vliegtuigen waarvan tijdens de start of nadering een of meer motoren uitvielen en waarbij meer dan 2500 mensen omkwamen. Goed onderzoek van dit Herculesongeval had vele slachtoffers kunnen voorkomen.
De slachtoffers van de Herculesramp hebben hun leven vergeefs gegeven.

4. OORZAAK VAN HET ONGEVAL

4.1. De bevindingen in deze analyse hebben geen aanleiding gegeven de oorzaak als omschreven in de analyse van het ongeval door Avio*Consult* (ref. 2) te herzien. Sterker nog, geconstateerd kon worden dat Lockheed in het vliegtuighandboek van de Belgische C-130H veel meer waarschuwingen heeft opgenomen over de voorgeschreven handelingen bij motoruitval en over het vliegen met een uitgevallen motor dan in het voor die eerste analyse gebruikte handboek van de Nederlandse – verlengde – versie van de Hercules.

5. AANBEVELINGEN

5.1. De commissie van onderzoek stelt in het verslag (pag. 43) dat indien de inhoud aanleiding geeft tot betwisting en hierdoor, vergezeld van degelijke argumenten, wordt teruggestuurd aan de CVO deze bereid is het onderzoek te heropenen.
Aan belanghebbenden wordt aanbevolen te eisen dat het onderzoek wordt heropend onder deelname van echte experts.

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*

5.2. Aanbevolen wordt de doorgaans civiele basisopleidingen voor een multi-engine rating en zowel de conversie tot Herculesvlieger als de continuatietrainingen en de toegepaste les- en handboeken nader te onderzoeken en waar nodig te verbeteren. ■

Copyright © 2009 – 2010, Avio*Consult*