

# Veilig vliegen met een uitgevallen motor

*De stille kracht van een 'dode' vliegtuigmotor*

Over *Air Minimum Control Speed*  $V_{MCA}$ , de minimum bestuurbaarsnelheid van een vliegtuig.

Ing. Harry Horlings, Directeur AvioConsult, Lt-Kol KLu b.d., Flight Test Engineer<sup>1</sup>

## Inleiding

In de afgelopen jaren zijn we een aantal keren opgeschrikt door catastrofale vliegtuigongevallen die werden ingeleid door uitval van één of meerdere motoren, waardoor bestuurbaarheidsproblemen ontstonden: C-130 Hercules op Eindhoven, EI-AI Boeing 747 in de Bijlmer, Saab SF-340 op Schiphol. Nog steeds gebeuren ongevallen na uitval van motoren. Maar het loopt ook wel goed af: op 29 maart 1999 berichtte Aviation Week & Space Technology over een incident met de bestuurbaarheid van een Boeing 747-400 van United Airlines na het uitvallen van een motor kort na de start.

Wat gebeurt er met een vliegtuig als een motor uitvalt en wat zijn de gevolgen voor de bestuurbaarheid? Hoe moet je als vlieger reageren? Wat moet je vervolgens doen? Wat vooral niet en waarom niet. In welke richting moet je bochten maken? Wat is *Air Minimum Control Speed* ( $V_{MCA}$ ) – in het Nederlands minimum bestuurbaarsnelheid – eigenlijk precies?

Incidenten en veel vragen die een behandeling van dit onderwerp rechtvaardigen, waarin eens wat uitgebreider wordt stilgestaan bij de gevolgen van het uitvallen van een motor voor de bestuurbaarheid van een meermotorig vliegtuig.

Het artikel is in de eerste plaats bestemd voor vliegers met een *multi-engine rating*, simulatorinstructeurs en *flight engineers* als herhaling van de theorie van het vliegen met **meermotorige** vliegtuigen, maar is zodanig geschreven dat het ook voor een bredere groep geïnteresseerden toegankelijk en begrijpelijk is.

Eerst wordt een beknopte herhaling gegeven van enkele voor dit artikel relevante begrippen waaronder de liftformule, invalshoek en sliphoek. Dan een korte uitleg over de krachten en momenten die op een vliegtuig werken voor zover nodig voor het doel van het artikel, namelijk het bespreken van de bewegingen om de langs- en topassen (*roll* respectievelijk *yaw*) die bij motoruitval de belangrijkste zijn. De bewegingen rond de dwarsas (*pitch*) – gestuurd door het hoogteroer om tijdens de vlucht onder meer de snelheid te regelen – zijn minder belangrijk voor de uitleg van  $V_{MCA}$  en daarom niet besproken.

Dan wordt uitgelegd wat nu precies een *kritieke* motor is. Vervolgens wordt besproken wat er gebeurt na motoruitval en hoe het evenwicht kan worden hersteld. De *twee* belangrijkste en best toepasbare evenwichtsituaties voor een stationaire rechtlijnige vlucht met een uitgevallen motor worden behandeld, alsmede overige effecten op  $V_{MCA}$ . De definitie van  $V_{MCA}$  wordt gegeven. Het

artikel besluit met een samenvatting van de *lessons learned*.

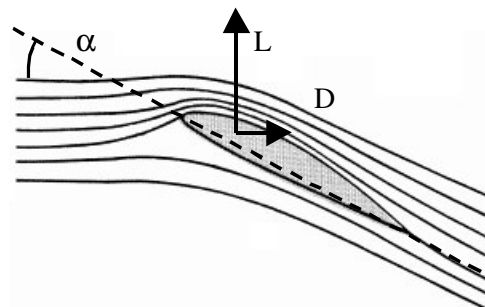
Het artikel is hoofdzakelijk gebaseerd op de C-130H-30 Hercules omdat dit vliegtuig vier propellermotoren heeft en daardoor interessanter is om te bespreken dan een tweemotorig vliegtuig met de motoren vlakbij de romp (zoals de Gulfstream IV). De besproken theorie is echter van toepassing op *alle* meermotorige vliegtuigen. Het gedrag van *automatic pilots* blijft buiten beschouwing. Het artikel beperkt zich voorts tot de *Air Minimum Control Speed* ( $V_{MCA}$ ) van een vliegtuig. *Ground Minimum Control Speed* ( $V_{MCG}$ ) wordt niet behandeld.

## Beknopte herhaling van relevante aërodynamica en krachtenleer

Tijdens een stationaire vlucht op gelijkblijvende hoogte is de door de vleugels van een vliegtuig ontwikkelde lift gelijk aan het gewicht van het vliegtuig. Lift is afhankelijk van een aantal factoren die in onderstaande vergelijking tot uitdrukking worden gebracht.

$$\text{Lift } (L) = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (1)$$

De lift ( $L$ ) is recht evenredig met de luchtdichtheid  $\rho$ , met het kwadraat van de vliegsnelheid  $V$ , met het vleugeloppervlak  $S$  en met de liftcoëfficiënt  $C_L$ . De luchtdichtheid  $\rho$  is bij de grond het grootst en op grote hoogte klein, en wordt beïnvloedt door de temperatuur en de druk van de lucht.  $C_L$  neemt tot een bepaald maximum grofweg evenredig toe met invalshoek  $\alpha$ .  $C_L$  is ook afhankelijk van de stand van kleppen, roeren en verstoorders. De invalshoek  $\alpha$  van een vleugel is de hoek tussen de vleugelkooord en de instromende lucht. De lift werkt in een richting die loodrecht staat op de richting van de instromende lucht. De weerstand of *drag* ( $D$ ) staat daar weer loodrecht op (figuur 1).



Figuur 1. Invalshoek  $\alpha$ , lift  $L$  en weerstand  $D$

<sup>1</sup> De auteur is *graduate* van de *USAF Test Pilot School te Edwards Air Force Base* (1985). AvioConsult is een onafhankelijk luchtvaartadvies- en expertbureau. Het artikel mag vrijelijk worden verspreid mits voorzien van bronvermelding. Nadere informatie: [www.avioconsult.com](http://www.avioconsult.com) of via e-mail: [info@avioconsult.com](mailto:info@avioconsult.com).

De horizontale en verticale staartvlakken hebben doorgaans een symmetrisch profiel en leveren ook lift bij aanstroming onder een invalshoek groter dan nul en/of als de roeren zijn uitgeslagen. Door deze lift kan het vliegtuig bewegen rond het zwaartepunt en zodoende worden bestuurd. Bij het verticale staartvlak staat de lift naar links of rechts.

Sliphoek  $\beta$  is de hoek tussen de langsas van het vliegtuig en de nog ongestoorde stroming in het horizontale vlak (figuur 2).

Van een vliegtuig kunnen drie bewegingsvergelijkingen worden opgesteld die de krachten weergeven die in drie richtingen op het vliegtuig werken, alsook drie vergelijkingen die de momenten (kracht maal arm) die om de drie assen werken weergeven. Voor het doel van dit artikel is slechts één van de drie krachtenvergelijkingen nodig (de dwarskrachtvergelijking) en twee momentenvergelijkingen, te weten van rolmoment (*rolling moment*) en van giermoment (*yawing moment*), aangeduid met respectievelijk de letters L en N. De dwarskracht heeft letter Y. De zeer complexe bewegingsvergelijkingen kunnen voor de bespreking van  $V_{MCA}$  worden vereenvoudigd tot onderstaande vergelijkingen (2, 3 en 4). Daarin zijn slechts die factoren weergegeven die van invloed zijn op het vliegen in een stationaire rechtlijnige vlucht met asymmetrisch vermogen (d.w.z. met een uitgevallen motor). De overige factoren zijn weggelaten omdat ze klein zijn en weinig of geen invloed hebben op  $V_{MCA}$ .

Tijdens een stationaire vlucht zijn er geen versnellingen, zodat de vliegbaan niet verandert. De som van de krachten en de som van de momenten die op het vliegtuig werken zijn dan gelijk aan nul.  $N_T$  en  $L_T$  zijn momenten die worden veroorzaakt door de motoren en propellers (T van *Thrust*). De overige worden veroorzaakt door de uitslagen van de richtings- en rolroeren en door de luchtstroming rond het vliegtuig (deze zijn aërodynamisch).

Som van de giermomenten:

$$\Sigma N = N_\beta + N_{\delta_r} + N_{\delta_a} + N_T \quad (2)$$

Som van de dwarskrachten:

$$\Sigma Y = W \cdot \sin \phi + Y_{\delta_r} + Y_\beta \quad (3)$$

Som van de rolmomenten:

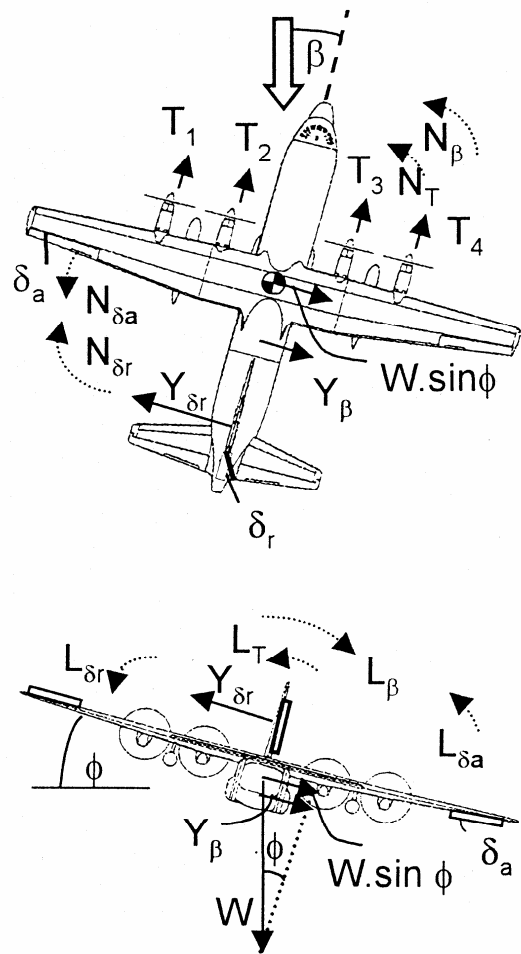
$$\Sigma L = L_{\delta_a} + L_\beta + L_{\delta_r} + L_T \quad (4)$$

In figuur 2 zijn deze krachten en momenten getekend. Om alle voor dit artikel belangrijke krachten en momenten in beeld te brengen zijn opzettelijk een kleine sliphoek  $\beta$  en rolhoek  $\phi$  verondersteld. De verklaring van de letters en factoren in vergelijkingen (2), (3) en (4) en in figuur 2 is als volgt:

- *Giermomenten (N)* zijn 'draaikrachten' die op een bepaalde afstand of arm van en om het zwaartepunt werken, en het vliegtuig om de top-as rond het zwaartepunt kunnen laten draaien. In vergelijking (2) staat welke giermomenten (*yaw*) op het vliegtuig werken bij stationaire rechtlijnige vlucht ofwel bij evenwicht. Dit zijn

giermomenten als gevolg van sliphoek  $\beta$  ( $N_\beta$  weerhaan-effect), van de uitslag van het richtingsroer ( $N_{\delta_r}$ ), van de uitslag van het rolroer ( $N_{\delta_a}$  haakeffect) en van de eventuele asymmetrische *thrust* ( $N_T$ ).

In het weerhaan-effect  $N_\beta$  zijn opgenomen de bijdragen van de verticale staart, van het zijdelings romppoppervlak voor en achter het zwaartepunt en van de afscherming van de vleugel aan de lijzijde door de romp tijdens de zijslip. Het moment dat ontstaat als gevolg van de 'afbuiging' van de schuin instromende lucht in de propellers of de luchtinlaten als het vliegtuig slipt, draagt ook bij aan  $N_\beta$ . Bij grotere sliphoek  $\beta$  krijgt de slijpstream van de propellers ook invloed op de luchtstroming rond de verticale staart en daardoor op  $N_\beta$ .



Figuur 2. Gier- en rolmomenten en dwarskrachten

In  $N_T$  is, behalve de asymmetrische *thrust*, ook opgenomen de weerstand veroorzaakt door de niet-werkende motor of de niet in vaanstand staande propeller en van de *spoilers*. Als alle motoren respectievelijk propellers evenveel vermogen (*thrust*) leveren, heffen de momenten van de motoren aan linker- en rechtervleugel elkaar op en is  $N_T$  gelijk aan nul.

- *Dwarskrachten (Y)* zijn zijdelings werkende krachten die het vliegtuig in dwarsrichting kunnen 'verplaatsen'

waardoor het vliegtuig gaat slippen en sliphoeck  $\beta$  ontstaat. In vergelijking (3) staan de dwarskrachten die op het vliegtuig werken: een component van het gewicht  $W$  van het vliegtuig zodra een rolhoek is aangerold ( $W$  maal de sinus van de rolhoek  $\phi$ ), een dwarskracht  $Y_{\delta_r}$  als gevolg van de uitslag van het richtingsroer ( $\delta_r$ ) en de dwarskracht op de romp als gevolg van sliphoeck  $\beta$  ( $Y_{\beta}$ ). De twee laatstgenoemde veroorzaken ook de overeenkomstige giermomenten  $N_{\delta_r}$  en  $N_{\beta}$  uit vergelijking (2). Een dwarskracht is overigens ook nodig om een bocht te maken.

● *Rolmomenten (ook aangeduid met letter L) zijn 'draaikrachten' die op een bepaalde afstand of arm van en om het zwaartepunt werken, en die het vliegtuig kunnen laten rollen om de aërodynamische langsas. Deze as wordt ook wel stabiliteitsas genoemd en loopt door het zwaartepunt in de richting van de instromende en nog ongestoorde vliegwind. De rolmomenten die op een vliegtuig werken (vergelijking (4)) zijn een rolmoment  $L_{\delta_a}$  als gevolg van de uitslag van de rolroeren ( $\delta_a$ ), een rolmoment  $L_{\beta}$  vanwege de sliphoeck  $\beta$  en een rolmoment  $L_{\delta_r}$  als gevolg van de uitslag van het richtingsroer ( $\delta_r$ ), doordat de aërodynamische kracht aangrijpt boven de langsas. Bij propellervliegtuigen werkt ook nog een rolmoment  $L_T$  dat wordt veroorzaakt door het verschil in lift tussen beide vleugels als gevolg van de verschillen in slipstroom over die vleugels als een van de propellers stil staat (*propulsive lift*). In  $L_{\beta}$  zitten ook invloeden van de eventuele V-stelling en de pijlstand van de vleugels, van de vleugel-romp overgang, van de verticale staart en van de *flaps*.*

Alle aërodynamische krachten en momenten zijn – net zoals de lift van een vleugel – afhankelijk van het kwadraat van de vliegsnelheid ( $V^2$ ), van de luchtdichtheid ( $\rho$ ), de oppervlakte  $S$  en van overige kenmerken ( $C_L$ ) van het betreffende stuurvlak (zie vergelijking (1)). De trekkracht van de (overgebleven) motoren is een functie van de motoren zelf, van de luchttemperatuur, van de drukhoogte en van de snelheid. Tot zover de herhaling.

### Kritieke motor

Elk meermotorig vliegtuig met naast elkaar geplaatste motoren heeft een kritieke motor. De kritieke motor van een vliegtuig is die motor die bij uitval meer nadelige invloed heeft op de vliegeigenschappen en/of de prestaties dan het uitvallen van een van de andere motoren. In het *Flight Manual* van meermotorige vliegtuigen staat welke motor de kritieke motor is. Er is verschil tussen vliegtuigen met propellers en vliegtuigen met *turbofans*. Hieronder wordt uitgelegd hoe wordt bepaald welke motor van een meermotorig **propellervliegtuig** de kritieke motor is.

Op het moment dat een vliegtuig van de startbaan opstijgt of in de nadering is om te gaan landen, is de vliegsnelheid laag. Als de vlieghoogte moet toenemen of gelijk moet blijven bij het decelereren, dan moet de lift die de vleugels leveren dus groter dan wel gelijk zijn aan het gewicht. Dit kan alleen als de invalshoeck  $\alpha$  van

de instromende lucht op de vleugels groter wordt (vergelijking (1)), of als  $C_L$  wordt gewijzigd (bijvoorbeeld door de *flaps* uit te doen). Bij de *take-off* is de toename van  $\alpha$  het best te zien bij het roteren. Echter niet alleen de stroming rond de vleugels komt bij een grotere invalshoeck meer van onderen, doch ook de lucht die de propellers instroomt. De invalshoeck van het neergaande propellerblad wordt groter, en die van het opgaande blad kleiner. Het neergaande blad levert dus meer lift of (in dit geval) trekkracht dan het opgaande blad, waardoor het denkbeeldige aangrijpingspunt van de trekkracht van de gehele propeller niet meer uit het midden van de spinner komt, maar iets meer in de richting van het neergaande blad aangrijpt. Hierdoor ontstaat in de propeller ook een moment dat via de as van de propeller naar de vleugel wordt overgebracht. De Hercules heeft rechtsomdraaiende propellers zodat bij grotere invalshoeken het denkbeeldige aangrijpingspunt van de trekkracht van alle vier propellers iets van het midden van de spinners naar rechts verschuift (figuur 2). De momentenarm van de trekkracht ofwel de afstand van de trekkracht van motoren 3 en 4 tot het zwaartepunt is dus iets groter dan die van motoren 1 en 2 wat resulteert in een giermoment  $N_T$  linksom (figuur 2). De motor die de grootste invloed heeft op het giermomentenevenwicht is uiteraard de motor waarvan de trekkracht het verst van de langsas aangrijpt omdat die een groter moment levert dan de andere buitenmotor (figuur 2). Als de tegenover deze motor liggende motor uitvalt en dus de motor met het grootste moment om de top-as overblijft, dan is dit meer kritiek voor het momentenevenwicht dan wanneer de motor met het grootste moment zelf uitvalt – het giermoment van de dan overblijvende buitenmotor is immers kleiner. In een vliegtuig met rechtsomdraaiende propellers is dus de meest linker motor, of bij een tweemotorig vliegtuig de linkermotor (beide nr. 1), de kritieke motor.

Bij vliegtuigen uitgerust met *turbofans*, zoals de Boeing 747, wijzigt bij toenemende invalshoeck ook de luchtstroom naar de motorinlaten. De *fans* van de motoren zijn echter niet voor in de inlaat geplaatst zodat er geen invloeden zijn van de invalshoeck op de krachtenverdeling in de *fan* zoals bij een propellervliegtuig. Er is derhalve geen verschil in momenten rond de topas van de motoren links en rechts van de romp als gevolg van invalshoeckverandering. Wel is er verschil in giermoment van een binnen- en buitenmotor, waarbij het moment van een buitenmotor uiteraard het grootst is. Bij viermotorige met *turbofans* uitgeruste vliegtuigen is de kritieke motor dus een buitenmotor (nr. 1 of nr. 4). *Turbofan* motoren hangen meestal onder de vleugels, zodat er geen aangedreven luchtstroom over de vleugels (*propulsive lift*) is ( $L_T = 0$ ).

Vliegtuigfabrikanten gaan bij het publiceren van de *Air Minimum Control Speed* ( $V_{MCA}$ ) van hun vliegtuig altijd uit van het uitvallen van de kritieke motor.

Het is wel mogelijk dat één van de andere motoren de kritieke motor wordt. Indien namelijk een motor uitvalt die een voor de besturing van het vliegtuig essentieel

systeem aandrijft, bijvoorbeeld een hydraulische pomp voor het bekrachtigen van het richtingsroer, dan kan het verlies van de hydraulische energie uit die pomp kritieker worden voor de bestuurbaarheid van het vliegtuig dan het verlies van trekkracht, waardoor die motor de kritieke motor wordt! Verderop in dit artikel komt dit nogmaals aan de orde.

### Wat gebeurt er na motoruitval?

Indien tijdens een rechte vlucht het ingestelde vermogen van de vier motoren gelijk is, heffen de *thrust* momenten elkaar op. Het richtingsroer staat in het midden, waardoor het geen giermoment levert. De som van de giermomenten (*yaw*, vergelijking (2)) om het zwaartepunt is gelijk aan nul. Als de vleugels horizontaal zijn en sliphoek  $\beta$  is nul, dan is de som van de dwarskrachten ook nul – het vliegtuig krijgt geen zijwaartse versnelling en het gaat niet slippen (zie vergelijking (3)). De krachten en momenten die op het vliegtuig werken zijn in evenwicht; de vlucht is stationair.

Het uitvallen van een motor komt soms plotseling, en soms wordt de motor door de vliegers zelf afgezet in geval van brand, olie lekkage of vogelaanvaring. In dit laatste geval hebben de vliegers toch enige vat op het verloop van de dynamische overgangsverschuiven. Als een motor plotseling uitvalt dan is de respons van het vliegtuig daarop afhankelijk van het ingestelde motorvermogen, van de vliegsnelheid en de vlieghoogte, van de vliegeigenschappen en de constructie van het vliegtuig, van welke motor uitvalt en van de reactie van de vliegers. Bij hoge vliegsnelheid zijn de aërodynamische krachten en momenten die de stuurvlakken bij een verstoring leveren groot (evenredig met  $V^2$ ) in verhouding tot het asymmetrisch moment  $N_T$  van de overgebleven motoren, waardoor de respons van het vliegtuig doorgaans niet zo abrupt en groot is. Bij lage snelheid zijn de krachten en momenten van de aërodynamische stuurvlakken (relatief) niet meer zo groot (zie vergelijking (1)). Hierdoor wint het overgebleven motorvermogen aan invloed op het krachten- en momentenevenwicht, met name als één van de buitenste motoren stopt.

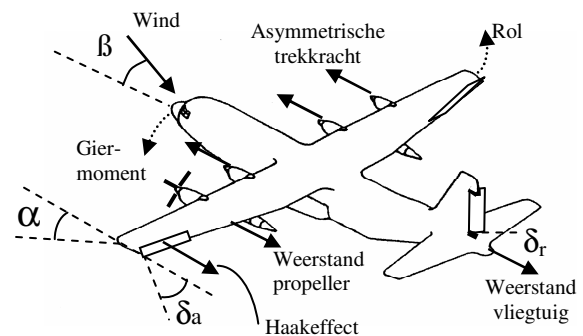
Stel dat motor 1 (linksbuiten) zojuist is uitgevallen en dat de overige motoren nog werken. Behalve het verlies aan trekkracht (*performance*) van 25%, treden op dat moment ook belangrijke wijzigingen op in het krachten- en momentenevenwicht.

Het evenwicht van de giermomenten van de overgebleven motoren (figuur 3) raakt als eerste verstoord. De momenten van motoren 2 en 3 zijn tegengesteld en heffen elkaar nagenoeg geheel op. Er ontstaat plotseling een resulterend giermoment ( $N_T$ ) linksom ter grootte van de trekkracht van motor 4 maal de arm daarvan tot de langsas (of eigenlijk tot het zwaartepunt).

Het vliegtuig begint direct om de top-as en dus om het zwaartepunt linksom te draaien, maar het zwaartepunt zelf beweegt nog in de oorspronkelijke richting. Hierdoor ontstaat er een toenemende sliphoek  $\beta$ , en daardoor ook een snel toenemende weerstand. Door de draaiing linksom krijgt de rechtere vleugel meer snelheid dan de

linker en levert dus meer lift, waardoor ook een rolbeweging linksom begint. Bij propellervliegtuigen veroorzaakt het verschil in slipstream boven en onder de linker- en rechtere vleugel achter de propellers ook een liftverschil (*propulsive lift*), waardoor ook een rolmoment  $L_T$  ontstaat – in dit geval eveneens linksom. Door sliphoek  $\beta$  ontstaan ook verschillen in stroming rond de linker- en rechtere vleugel. Afhankelijk van de V-stelling, de plaats waar de vleugels aan de romp zijn bevestigd (hoog-, midden of laagdekker) en de pijlvorm van de vleugels ontstaat daardoor een aanvullend rolmoment linksom. Dit is bij een naar beneden hangende (*anhedral*) of bij een rechte vleugel minder dan bij een omhoog staande vleugel (*dihedral*) of bij een pijlvleugel.

Doordat het vliegtuig gaat slippen blaast de lucht tegen de zijkant van de romp en tegen de verticale staart waardoor een dwarskracht  $Y_\beta$  (vergelijking (3)) en een giermoment  $N_\beta$  (vergelijking (2)) ontstaan, die de gierbeweging tegenwerken en de neus van het vliegtuig weer naar rechts willen drukken (zijn *stabiliserend*). De krachten die ontstaan als gevolg van de afbuiging van de schuin instromende luchtstroom door de propellers dragen ook bij aan  $Y_\beta$  en  $N_\beta$ , maar deze grijpen aan vóór het zwaartepunt en werken *destabiliserend*.



Figuur 3. Vliegtuig net na het uitvallen van motor 1

Het plotselinge gieren linksom en het slippen – gevolgd door het rollen naar links – is in de cockpit te zien en te voelen, en wordt ook aangegeven door de *turn & slip indicators*. De naald van de *turn indicator* beweegt naar links, en de bal van de *slip indicator* naar rechts.

Bij de zojuist beschreven gevolgen van de uitval van motor 1 treden dus nogal wat veranderingen op in het krachten- en momentenevenwicht. Zoals eerder al is gesteld zijn lang niet alle optredende krachten en momenten die op het vliegtuig werken genoemd. Ook verschilt de reactie van de verschillende typen vliegtuigen op motoruitval.

De gier- en rolbewegingen linksom gaan door totdat een nieuw evenwicht is bereikt, en dat kan – als de vlieger niet tijdig ingrijpt – wel eens met de neus de andere kant op zijn. Dit is uiteraard niet gewenst, en dus zal de vlieger moeten trachten de bewegingen tijdig te stoppen en het evenwicht te herstellen.

### Herstellen van het evenwicht

Nu de bewegingen van het vliegtuig als gevolg van het

uitvallen van motor 1 bekend zijn, kunnen ook de stuurinputs worden besproken die nodig zijn om het vliegtuig in een bestuurbaar evenwicht terug te brengen. Zoals in de vorige paragraaf al is gesteld, kunnen de dynamische of overgangseffecten van motoruitval behoorlijk groot zijn – zeker als de vliegsnelheid laag is en het motorvermogen hoog zoals net na *take-off* of tijdens een doorstart. Om het vliegtuig weer in een redelijk bestuurbaar evenwicht terug te brengen moet eerst de dynamische beweging, d.w.z. de plotselinge overgang van de stationaire vlucht naar het nieuwe evenwicht met een motor minder (figuur 3), worden gestopt. Vervolgens moet het evenwicht met asymmetrisch vermogen zodanig worden bewaard en beheerst dat veilig kan worden doorgevlogen en ook nog veilig kan worden geland. Maar eerst het herstellen uit de dynamische overgang direct na motoruitval.

Zoals zojuist is besproken giert het vliegtuig direct na het uitvallen van motor 1 naar links, en rolt het mede als gevolg daarvan ook naar links. Deze bewegingen moeten door de vlieger heel snel worden gestopt. Hoe langer er wordt gearzeld, hoe groter de afwijking wordt van het oorspronkelijke evenwicht en hoe groter de roeruitlagen vervolgens moeten zijn om de bewegingen alsnog te stoppen, en van richting om te keren. De vlieger heeft richtingsroer en rolroeren ter beschikking als aërodynamische besturingsmiddelen om de topas respectievelijk de langsas. Daarnaast heeft hij ook de gashandels van de overgebleven motoren ter beschikking voor *propulsive* richtingsbesturing. De invloed van de rolroeren op het giermoment is klein, maar kan wel het giermoment linksom versterken (*adverse yaw*) op een moment dat het ongewenst is. Daarentegen is de invloed van het richtingsroer groot. Het effect van het dichttrekken van de gashandel van de tegenover de uitgevallen motor geplaatste motor is het grootst, en kan zelfs het asymmetrische moment geheel opheffen. Het gevolg daarvan is wel dat er dan nog meer motorvermogen verloren gaat, en het vliegtuig (meer) hoogte gaat verliezen. Het giermoment kan, indien de gashandel van de tegenover de uitgevallen motor geplaatste motor niet wordt dichtgetrokken, derhalve alleen worden opgeheven door het richtingsroer naar rechts uit te slaan.

Het richtingsroer moet dus zorgen voor een even groot (of iets groter) moment rechtsom als het linksom gerichte moment van de overgebleven motoren. De vlieger moet dus rechts voeten geven, ofwel 'op de bal van de *slip indicator* trappen'. Gevolg hiervan is ook dat het rolmoment linksom kleiner wordt of tegengesteld (rechtsom), omdat nu de linkervleugel – gedurende de beweging – sneller door het luchtruim klieft dan de rechter en dus de lift links groter is dan rechts. Dit is de gewenste situatie.

Overigens is deze stuurreactie vergelijkbaar met de stuurreactie nodig voor een vliegtuig dat heel dicht bij de overtreksnelheid vliegt en ineens, als gevolg van een verstoring van buitenaf, over (bijvoorbeeld) de linkervleugel dreigt weg te vallen. Een vlieger zal in die situatie alleen richtingsroeruitslag geven en geen rolroer gebruiken, want uitslag van stuurknuppel of stuurwiel naar

rechts beweegt het rolroer aan de linkervleugel naar beneden. Daardoor wordt de invalshoek van de linkervleugel ter plaatse van het rolroer veel groter. Dat deel van de vleugel zal – als het vliegtuig met een snelheid dicht bij de overtreksnelheid vliegt – zeker overtrekken waardoor alle lift ter plaatse van het rolroer verloren gaat. Het vliegtuig zal daardoor nog verder naar links rollen in plaats van naar rechts. Bovendien wordt door de uitslag van het rolroer de profielweerstand van die vleugel groter, waardoor het giermoment linksom ook nog wordt versterkt (*haakeffect*,  $N\delta_a$ ) – het vliegtuig wordt onbestuurbaar.

Het geven van rolroeruitslag als de vliegsnelheid laag is en dichtbij de overtreksnelheid moet dus worden vermeden. Dit geldt evenzeer voor het stoppen van de gieren rolbewegingen die het gevolg zijn van het uitvallen van een motor als de snelheid laag is. Rolroeruitslag naar beneden kan bij het naderen van  $V_{MCA}$  ook het overtrekken van de door motoruitval getroffen vleugel veroorzaken. De vleugel valt weg en de weerstand neemt toe, waardoor de bestuurbaarheid van het vliegtuig geheel verloren kan gaan. De reactie van een vliegtuig op stuurinputs onder genoemde condities is sterk afhankelijk van de vorm van de vleugels (rechte of pijlvleugel), de plaats van bevestiging van de vleugels aan de romp (hoog- of laagdekker) en de plaats van de motoren.

De gierbeweging die volgt op het uitvallen van een motor kan alleen veilig en voorspelbaar worden gestopt, en het evenwicht kan vervolgens alleen worden hersteld, door gebruik te maken van het richtingsroer. Indien de vlieger er niet in zou slagen de gierbeweging tijdig, d.w.z. voordat het vliegtuig te ver is gegierd en gerold, te stoppen door gebruikmaking van het richtingsroer doordat (bijvoorbeeld) de vliegsnelheid lager is dan de actuele  $V_{MCA}$ , dan is de *enige kans op herstel* het snel wegnemen van de oorzaak van de *thrust* asymmetrie door de gashandel van de tegenoverliggende motor (gedeeltelijk) dicht te trekken. Dan wordt immers het verstorende – en bij lage snelheden gevaarlijke – giermoment ineens veel kleiner, en kan met minder richtingsroer worden volstaan voor herstel. Er is helaas maar weinig tijd beschikbaar om dit besluit te nemen. Eigenlijk kan alleen de vlieger die op dat moment de besturing in handen heeft (*Pilot Flying*) dit besluit snel nemen. Er zijn vliegtuigen met zeer krachtige motoren waar zelfs de *Pilot Flying* niet snel genoeg zal zijn en een automaat die taak overneemt. Bijvoorbeeld in de nieuwe C-130J wordt het vermogen van de tegenover de uitgevallen motor liggende motor automatisch tot een bepaalde waarde gereduceerd als dat voor het behoud van de bestuurbaarheid nodig is. In de Boeing 777 geeft het *Flight Control System* automatisch richtingsroeruitslag nog vòordat de asymmetrische *thrust* een bestuurbaarheidsprobleem heeft kunnen veroorzaken. Het zal duidelijk zijn dat de benodigde roeruitlagen voor het stoppen van de gieren rolbeweging en voor het herstellen naar een nieuw evenwicht, groter zijn dan die voor het handhaven van het nieuwe evenwicht, waardoor de  $V_{MCA}$  tijdelijk hoger zou kunnen zijn. Deze

'tijdelijk' hogere  $V_{MCA}$  wordt ook dynamische  $V_{MCA}$  genoemd en wordt, net als de statische  $V_{MCA}$ , ook tijdens vliegproeven bepaald.

Indien de vlieger er wèl in slaagt de gierbeweging tijdig te stoppen en daarna – als de snelheid het toelaat – het vliegtuig (in ons voorbeeld) terug te sturen naar rechts, dan wordt het tijd om te gaan denken aan het voortzetten van de vlucht met een motor minder (met zoals dat heet 'n-1').

Er zijn meerdere evenwichtssituaties mogelijk met diverse combinaties van richtings- en rolroerhoeken. Om dit artikel niet onnodig complex te maken worden slechts de twee belangrijkste evenwichtssituaties besproken. De eerste is een stationaire situatie waarin de vleugels horizontaal worden gehouden (de rolhoek  $\phi$  is  $0^\circ$ ). De tweede is een situatie waarin de sliphoek  $\beta$  nul wordt gehouden.

### Evenwicht met horizontaal gehouden vleugels

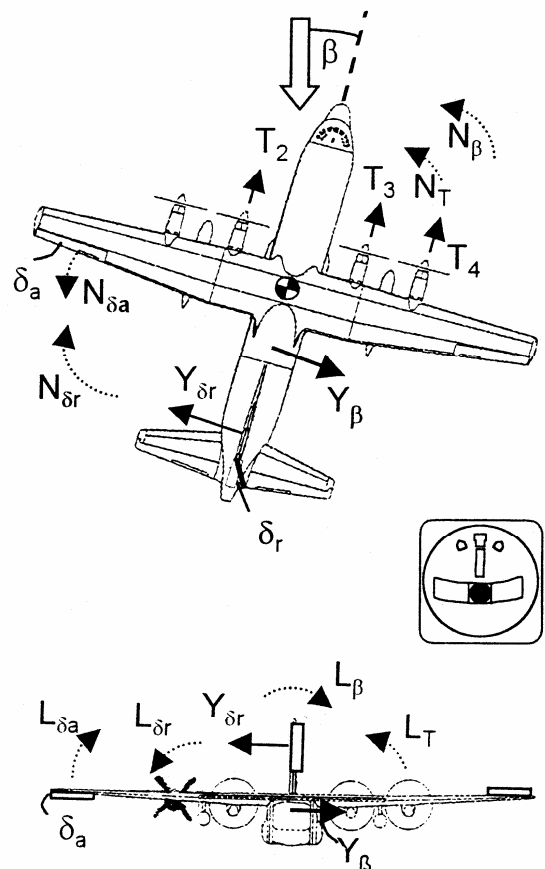
De momenten van motoren 2 en 3 zijn bij gelijke stand van de gashandels bijna gelijk aan elkaar (denk aan  $\alpha$ ) doch tegengesteld, en heffen elkaar op. Alleen het moment van motor 4 moet door het richtingsroer worden tegengewerkt. Eerder is al uitgelegd dat voor het richtingsroer ook de liftformule (1) geldt, doch deze lift staat horizontaal. Het giermoment dat het richtingsroer kan leveren is afhankelijk van het kwadraat van de vliegsnelheid, terwijl het giermoment veroorzaakt door motor 4 minder afhankelijk is van de snelheid. De benodigde stuuruitslag voor het nieuwe evenwicht is dus sterk afhankelijk van de vliegsnelheid.

Bij lager wordende snelheid is het voor het evenwicht benodigde giermoment door het richtingsroer op te brengen totdat de maximale uitslag van dat roer is bereikt òf tot de voor deze uitslag benodigde stuurkracht op de voetpedalen zodanig groot is geworden dat die niet meer is op te brengen door de vlieger (geassisteerd door de hydraulische bekrachtiging). De maximum toegestane kracht bij certificatie van het vliegtuig is overigens 90 kg (gedurende een aantal seconden totdat die kracht is weggetrimd met behulp van de trim op het richtingsroer). Bij civiele vliegtuigen is de maximumkracht 75 kg. Nòg een beperking voor de uitslag van het richtingsroer is een zodanig grote sliphoek  $\beta$ , en daardoor grote invalshoek van de instromende lucht op de verticale staart, dat die overtrokken raakt (*fin-stall*) en geen tegenmoment meer kàn leveren. Het gevaar hiervan wordt groter bij lager wordende snelheid en groter wordende sliphoek en richtingsroeruitslag.

In figuur 4 is het nieuwe evenwicht getekend. De momenten die op het vliegtuig werken zijn  $N_\beta$ ,  $N_{\delta_r}$  en  $N_T$  – de som ervan is nul. De dwarskrachten  $Y_{\delta_a}$  en  $Y_\beta$  zijn samen ook nul. Het richtingsroer is uitgeslagen in de tegenovergestelde richting van de defecte motor, en het rolroer zodanig dat de vleugels horizontaal zijn. Op de 'turn & slip indicators' is het evenwicht te zien aan gecentreerde wijzer en bal.

Uit vergelijking (3) kan worden berekend dat sliphoek  $\beta$  negatief moet zijn, ofwel de wind waait in het linkeroor. Het vliegtuig slipt in de richting van de dode motor, maar kan wel op koers blijven. Door de sliphoek is de weerstand groter dan normaal. Bovendien was het resterende motorvermogen, na uitval van een motor, al lager. Deze wijze van vliegen is daarom niet de meest optimale.

Als de snelheid zo ver wordt verlaagd dat de met de richtings- en rolroeren op te brengen aërodynamische krachten en momenten nog net toereikend zijn om een evenwicht te herstellen èn een stationaire rechtlijnige vlucht te handhaven, dan is de minimum bestuurbaarsnelheid voor die situatie en vliegtuigconfiguratie bereikt. Dit is dan de  $V_{MCA}$  voor dit evenwicht.



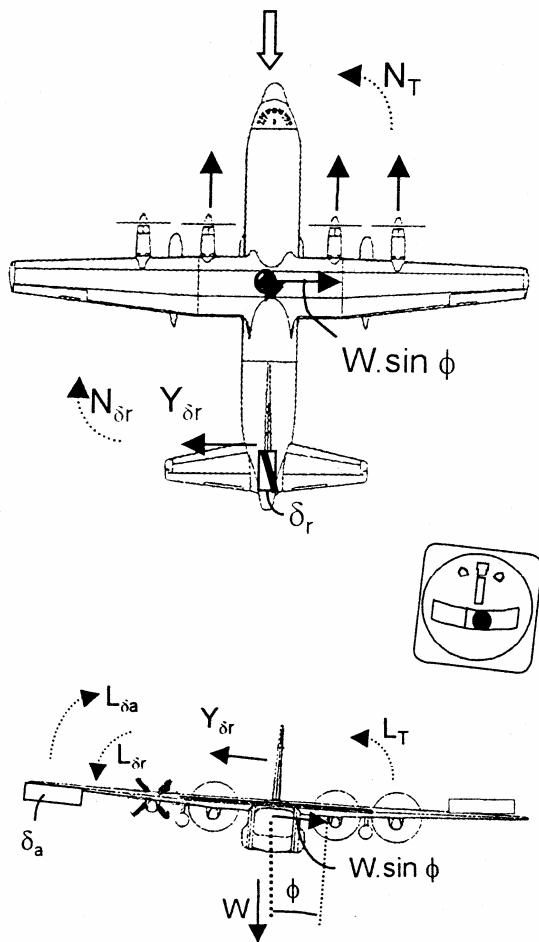
Figuur 4. Evenwicht met vleugels horizontaal ( $\phi = 0^\circ$ )

Het is uiteraard gewenst om  $V_{MCA}$  en de weerstand zo laag mogelijk te krijgen. Dit kan worden bereikt als sliphoek  $\beta$  nul is. Daarover meer in de volgende paragraaf.

**Evenwicht met sliphoeck  $\beta = 0^\circ$**

De tweede te bespreken situatie is evenwicht na het uitvallen van een motor als sliphoeck  $\beta$  nul wordt gehouden.

Van vergelijkingen (2), (3) en (4) staat alleen in dwarskrachtvergelijking (3) een factor waarin rolhoeck  $\phi$  voorkomt ( $W \cdot \sin \phi$ ). Blijkbaar is  $\phi$  niet rechtstreeks van invloed op de rol- en giermomenten, maar zorgt  $\phi$  wel voor het ontstaan van een dwarskracht. Deze dwarskracht is overigens dezelfde die nodig is om het vliegtuig ook tijdens een normale vlucht een bocht te laten maken, en ontstaat dus alleen als een rolhoeck wordt aangerold. Als de vlieghoogte gelijk blijft is de benodigde lift gelijk aan het gewicht van het vliegtuig.  $W \cdot \sin \phi$  in vergelijking (3) is gelijk aan de (wellicht) meer bekende factor  $L \cdot \sin \phi$ .



Figuur 5. Evenwicht met sliphoeck  $\beta = 0^\circ$

In de hiervoor besproken evenwichtsituatie was rolhoeck  $\phi = 0^\circ$ . Dan is  $\sin \phi = 0$  en heeft het gewicht  $W$  van het vliegtuig geen invloed op de dwarskracht. Maar als een rolhoeck  $\phi$  wordt aangerold kan de component van vliegtuiggewicht  $W$  ter grootte van  $W \cdot \sin \phi$  de factor  $Y_\beta$  aanvullen en – als  $\phi$  groot genoeg is – geheel vervangen en kan de richtingsroeruitslag kleiner worden, tenminste als de rolhoeck  $\phi$  de goede kant op is! Omdat de richtingsroeruitslag kleiner kan worden ontstaat weer

ruimte' om de vliegsnelheid te verlagen, waardoor weer een grotere uitslag van het richtingsroer nodig maar ook mogelijk is.  $V_{MCA}$  met een rolhoeck *into the good engine* is dus lager dan met horizontaal gehouden vleugels. Uit figuur 5 blijkt dat in een evenwicht met  $\beta = 0^\circ$ , een rolhoeck *into the good engine* (of, als dit beter te onthouden is, *away from the bad engine*) nodig is voor het bereiken van dwarskrachtevenwicht. Zowel het richtingsroer als de rolroeren zijn naar rechts uitgeslagen.

Als naar de verkeerde kant wordt gerold, ofwel *into the bad engine* in plaats van *into the good engine*, dan draait het teken van  $\sin \phi$  om. De factor  $W \cdot \sin \phi$  werkt dan in dit voorbeeld (waarbij motor 1 is uitgevallen) in dezelfde richting als  $Y_{\delta_r}$  (figuur 5), waardoor het vliegtuig naar links gaat slippen en een situatie ontstaat die een hogere  $V_{MCA}$  oplevert dan die met vleugels horizontaal ( $\phi = 0^\circ$ ). Met een rolhoeck *into the bad engine* tijdens het decelereren naar (bijvoorbeeld) de naderingsnelheid, wordt de maximum richtingsroeruitslag eerder bereikt – dus bij een nog hogere snelheid. Tijdens het accelereren na *take-off* of doorstart duurt het langer voordat het richtingsroer voldoende effectief is, en de veilige snelheid voor het maken van een eventuele bocht *into the bad engine* is bereikt. Deze veilige snelheid is de  $V_{MCA}$  voor deze situatie.

Met een rolhoeck  $\phi$  in aanvulling op richtingsroeruitslag  $\delta_r$  kan dus een evenwicht worden bereikt bij lagere snelheid. Bij deze wijze van vliegen kan sliphoeck  $\beta = 0^\circ$  worden, waardoor de weerstand zo laag mogelijk is. Dit komt goed uit, want het beschikbare motorvermogen is na het uitvallen van een motor toch al een stuk kleiner. Het vliegtuig hangt echter wel een beetje op één oor, en dat is minder comfortabel.

Uit factor  $W \cdot \sin \phi$  in vergelijking (3) blijkt ook dat niet alleen de rolhoeck  $\phi$  van invloed is op de dwarskracht  $Y$  maar ook het gewicht  $W$  van het vliegtuig. Hoe hoger het gewicht, hoe groter ook de dwarskracht is als gevolg van dat gewicht en hoe minder richtingsroeruitslag nodig is bij gelijkblijvende rolhoeck  $\phi$ . Aan het begin van een vlucht is, zolang de rolhoeck maar groter is dan nul en *into the good engine*,  $V_{MCA}$  dus lager dan aan het einde van een vlucht wanneer het vliegtuig door brandstofverbruik lichter van gewicht is geworden.

Een paar getallen ter illustratie: Een motor van een Hercules levert bij een luchtsnelheid van 100 kt circa 8.650 lb *thrust*. Om evenwicht bij  $\beta = 0^\circ$  te handhaven, moet het kielvlak met uitgeslagen richtingsroer bij een uitgevallen buitenmotor en bij genoemde snelheid circa 6.300 lb dwarskracht leveren. Voor dwarskrachtevenwicht moet  $W \cdot \sin \phi$  dus ook 6.300 lb zijn. Als het vliegtuig 100.000 lb weegt kan worden berekend dat rolhoeck  $\phi$  ongeveer  $3,6^\circ$  moet zijn.

**Het beste evenwicht**

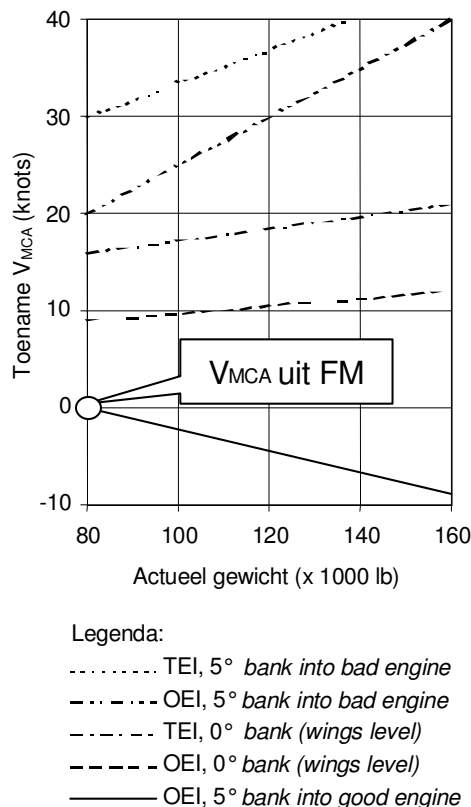
Van de twee evenwichtsituaties die hier zijn besproken ( $\phi = 0^\circ$  en  $\beta = 0^\circ$ ) is het vliegen met  $\beta = 0^\circ$  en met een kleine rolhoeck van  $5^\circ$  of minder het minst kritiek, omdat

$V_{MCA}$  lager is dan wanneer  $\phi = 0^\circ$  (vleugels horizontaal). Aangezien de vliegwind in dat geval recht van voren komt, is de weerstand van het gehele vliegtuig zo laag mogelijk en wordt het overgebleven motorvermogen zo optimaal mogelijk benut.

Een opzettelijk niet besproken evenwichtsituatie is die met een niet uitgeslagen richtingsroer. Daardoor is de sliphoek heel groot alsook de voor rechtlijnige vlucht benodigde rolhoek. Door de grote sliphoek is er grote kans op *fin stall*. Daardoor is dat evenwicht niet praktisch bruikbaar, en derhalve in dit artikel niet uitgebreid besproken.

In de figuren 4 en 5 zijn de aanwijzingen op de *turn & slip indicators* getekend zoals die zijn tijdens de bijbehorende evenwichtsituaties. Uit de tekeningen blijkt dat als er dwarskrachteenwicht is, de bal van de *slipindicator* niet zijslip aangeeft maar de *bankangle*  $\phi$ !

In het *Performance Manual* van de C-130 staat een figuur met invloeden van rolhoek en gewicht op  $V_{MCA}$  van dat vliegtuig. Deze figuur is overgenomen in figuur 6 waarin de afkorting OEI staat voor *One Engine Inoperative*, TEI voor *Two Engines Inoperative* en FM voor *Flight Manual*.



Figuur 6. Effect van rolhoek en gewicht op  $V_{MCA}$  van een Hercules (bron: Lockheed)

### Definitie $V_{MCA}$

In het vorenstaande zijn twee evenwichtsituaties beschreven waarin evenwicht mogelijk is met verschillende combinaties van richtings- en rolroeruitslagen, maar

er zijn meer combinaties mogelijk. Voor elke combinatie van asymmetrisch motorvermogen van de overgebleven motoren, is er een snelheid waaronder de met de roeren op te brengen aërodynamische krachten niet meer toereikend zijn om een rechtlijnige vlucht te handhaven. Theoretisch zijn er dus vele *minimum control speeds*. Het zou ondoenlijk zijn om al die snelheden in grafieken samen te vatten in *Flight* en/of *Operating Manuals*. Om verwarring te voorkomen schrijven luchtwaardigheidsautoriteiten voor onder welke condities  $V_{MCA}$  tijdens vliegproeven moet worden vastgesteld.  $V_{MCA}$  is die snelheid waarbij – na het (plotselinge) verlies van het vermogen van de kritieke motor en de overige motoren draaiend op het maximaal toegestane vermogen – de bestuurbaarheid van het vliegtuig veilig kan worden hersteld en een rechtlijnige vlucht kan worden gehandhaafd met maximum richtingsroeruitslag of stuurkracht van 90 kg (civiel 75 kg) en met een rolhoek van maximaal  $5^\circ$  into the good engine. Bij viermotorige vliegtuigen wordt ook de  $V_{MCA}$  vastgesteld als twee motoren aan dezelfde vleugel zijn uitgevallen.

Tijdens de vliegproeven dient het vliegtuig zo licht mogelijk van gewicht te zijn (denk aan  $W \cdot \sin \phi$ ) en dient de normale versnelling (*load factor*) 1 g te zijn.

De gemeten  $V_{MCA}$  wordt in grafieken verwerkt waarin als variabelen alleen nog hoogte en temperatuur staan. Soms worden aparte grafieken opgenomen voor één of twee *flapstanden* en voor het vliegen in of boven het grondeffect.

Een bijzondere vorm van  $V_{MCA}$  die in handboeken van moderne vliegtuigen voorkomt is de *Minimum Control Speed* voor de Landing ( $V_{MCL}$ ). Bij de bepaling hiervan moet het vliegtuig zijn getrimd in de landingsconfiguratie en worden er aanvullende eisen gesteld aan haalbare rolsnelheid in de richting van en tegengesteld aan de nog werkende motor(en).

### Overige effecten op $V_{MCA}$

De effecten van richtingsroer en rolroeren op  $V_{MCA}$  zijn reeds in het vorenstaande besproken. Er zijn echter nog meer effecten op  $V_{MCA}$  waarvan de meeste hieronder kort worden behandeld.

**Romplengte.** Bij vliegtuigen met een verlengde romp – bijvoorbeeld de Fokker 60 en de *long body* Hercules – is de arm van het richtingsroer tot het zwaartepunt langer dan bij de kortere typegenoten, waardoor het giermoment van het richtingsroer in geval van asymmetrisch motorvermogen bij lagere snelheid nog toereikend is.  $V_{MCA}$  is dus lager.

**Ligging zwaartepunt.** Bij sommige vliegtuigen verplaatst het zwaartepunt zich tijdens de vlucht voor en/of achterwaarts door brandstofverbruik of doordat brandstof wordt verplaatst (*transfer*) tussen de tanks in de romp of de pijlvleugels. Hierdoor wijzigt de arm tot het richtingsroer, en daardoor  $V_{MCA}$ .

Door het lateraal verplaatsen van gewicht in het vliegtuig door bijvoorbeeld brandstof te *transferren* naar tanks in de vleugel van *the good engine* wordt het zwaartepunt ook in die richting verplaatst. Hierdoor



wordt de arm tot die motor kleiner en daardoor ook het giermoment  $N_T$ . De voor het evenwicht benodigde richtingsroeruitslag is dus ook kleiner waardoor  $V_{MCA}$  lager is. De *transfer* van brandstof naar voren en/of *into the good engine* is dus gunstig voor  $V_{MCA}$  maar het zwaartepunt en de *fuel* asymmetrie moeten binnen de in de *Flight Manual* voorgeschreven limiet blijven.

**Bochten.** Voor bochten geldt hetzelfde als voor *crosswind*. Bij een bocht *into the bad engine* stijgt  $V_{MCA}$  veel (zie ook figuur 6). Eerder in dit artikel is hierbij uitgebreid stilgestaan. Draai daarom alleen bochten *into the good engine*. Een bocht van  $270^\circ$  *into the good engine* is hetzelfde als een bocht van  $90^\circ$  *into the bad engine*. Het duurt alleen wat langer, maar is veel veiliger.

**N-2.** Hierboven is steeds uitgegaan van de uitval van één motor: de kritieke motor van een propellervliegtuig of een buitenmotor van een vliegtuig met *turbofans*. Het uitvallen van nóg een motor (n-2) heeft in ieder geval grote gevolgen voor de prestaties, want het beschikbare vermogen van een viermotorig vliegtuig is op dat moment met 50% gereduceerd. De bestuurbaarheid kan slechter worden maar ook beter, afhankelijk van welke (tweede) motor uitvalt. Als de tweede uitgevallen motor op dezelfde afstand (arm) van het zwaartepunt aan de andere vleugel hangt, dan is het resulterende giermoment van de overgebleven motoren nul – hierdoor is geen of bijna geen richtingsroeruitslag nodig. Als echter een tweede motor aan dezelfde vleugel uitvalt, dan neemt het giermoment nóg meer toe en is grotere richtingsroeruitslag benodigd om dat moment op te heffen. Het richtingsroer kan dat moment alleen leveren als de snelheid hoog genoeg is.  $V_{MCA}$  van n-2, ofwel van *Two Engines Inoperative*, is dus veel hoger, zie ook figuur 6.

**Motorvermogen.** Bij het vermelden van  $V_{MCA}$  in *Flight Manuals* gaan de vliegtuigfabrikanten uit van een bepaalde configuratie (*flap*stand en motorvermogen). Als het ingestelde motorvermogen lager is dan bij het vaststellen van  $V_{MCA}$  ten behoeve van het schrijven van het *Flight Manual* werd aangenomen, b.v. tijdens de nadering, dan is het tegen te sturen giermoment bij motoruitval kleiner en is dus ook  $V_{MCA}$  lager. Maar moet er (asymmetrisch) vermogen bij dan schiet ook  $V_{MCA}$  omhoog!  $V_{MCA}$  is dus het meest kritiek voor de bestuurbaarheid bij hoge motorvermogens en lage snelheid. Die situatie komt voor tijdens *take-off*, tijdens een doorstart en de initiële klim daarna, maar ook in de nadering. Eerder is al besproken dat het reduceren van het vermogen van de tegenover de uitgevallen motor geplaatste motor een groot gunstig effect heeft op  $V_{MCA}$ , maar ongunstig is voor het totaal beschikbare vermogen. Maar bestuurbaarheid met weinig vermogen is beter dan veel (asymmetrisch) vermogen op een onbestuurbaar geworden vliegtuig. *Bestuurbaarheid gaat vòòr prestatie*.

**Propellers.** Als de propeller van een uitgevallen motor niet in de vaanstand wordt gezet, of vanzelf gaat, dan blijft de weerstand van die propeller groot – dit versterkt het giermoment van de overgebleven motor(en). Het-

zelfde geldt voor de *flight idle* stand van de gashandels en van *windmilling* propellers, zoals bij het beoefenen van een motorstoring het geval is. De weerstand wordt groter met het afnemen van de snelheid. De benodigde richtingsroeruitslag wordt ook groter, doch door de lage snelheid kan het richtingsroer minder tegenmoment leveren en dus is  $V_{MCA}$  hoger.

Propellers van uitgevallen motoren horen dus in de vaanstand te staan. Bij sommige vliegtuigen gaat dit automatisch.

Training van het vliegen met asymmetrisch vermogen, met een niet in vaanstand staande propeller, geeft dus een niet-realistische  $V_{MCA}$ .

**Systemen.** Eerder is al de stuurbechrachting van met name het richtingsroer genoemd. Als die bechrachting minder is dan normaal, dan is de richtingsroeruitslag bij maximaal haalbare of toelaatbare stuurkracht (90/75 kg) kleiner alsook de lift of dwarskracht van het richtingsroer, zodat  $V_{MCA}$  hoger is. Bijvoorbeeld bij de Hercules is  $V_{MCA}$  10 kt hoger wanneer één van de hydraulische systemen niet werkt. Dit komt voor als twee motoren aan dezelfde vleugel zijn uitgevallen.

**Spoilers (liftdumpers), flaps en slats** beïnvloeden de liftcurve van een vleugel ( $C_L$ ), en daardoor de lift die een vleugel bij een bepaalde invalshoek levert en de weerstand ervan. Dit heeft ook invloed op het krachtenmomentenevenwicht, en daardoor ook op  $V_{MCA}$ . Het hangt nogal van de vormgeving van het vliegtuig af wat die invloed precies is. Doorgaans veroorzaken *flaps* in landingpositie de grootste weerstand, zodat die stand bij nadering en landing zou moeten worden vermeden. Bij sommige vliegtuigen, waaronder de Hercules, beïnvloedt de stand van de *flaphandel* ook de hoogte van de hydraulische druk van de richtingsroerbekrachtiging. Als de *flaphandel* op nul staat – wat tijdens kruisvlucht op hogere snelheid uiteraard te doen gebruikelijk is – is de hydraulische druk (en daarmee de bechrachting van het richtingsroer) laag, ter voorkoming van structurele schade aan de staart van het vliegtuig als onverhoopt tóch grote richtingsroeruitslagen zouden worden gegeven. Als de *flaphandel* op een stand groter dan  $15^\circ$  staat – wat normaal alleen bij lagere snelheid voorkomt – wordt de hydraulische druk opgevoerd. De uitslag van het richtingsroer kan daardoor groter worden, en daarmee  $V_{MCA}$  lager.

Bij grote vliegtuigen worden tijdens kruisvlucht de buitenste rolroeren 'losgekoppeld', om structurele schade aan de vleugels te voorkomen bij onverhoopt grote rolstuurinputs als de snelheid hoog is. De functie van die rolroeren wordt overgenomen door de *spoilers*. Het effect van een dergelijke beperking in rolbesturing zal verwerkt zijn in de  $V_{MCA}$  grafieken van het betreffende vliegtuig.

**Overtreksnelheid.** Bij sommige meermotorige vliegtuigen is  $V_{MCA}$  lager dan de overtreksnelheid. Zo'n vliegtuig is dus, in geval van asymmetrisch motorvermogen, bestuurbaar tot aan de overtreksnelheid.  $V_{MCA}$  is dan niet relevant. De  $V_{MCA}$  kan wel hoger worden dan de overtreksnelheid als de *flaps* uitgeschoven zijn, of als er

een storing is in de bekrachtiging van het richtingsroer.

**Hoogte.** Hoe lager het vliegtuig vliegt, hoe hoger de luchtdruk en luchtdichtheid zijn en hoe meer (asymmetrisch) vermogen de (overgebleven) motoren leveren, waardoor het giermoment van de motoren toeneemt, en dus ook  $V_{MCA}$ .

**Temperatuur.** Als de buitenluchttemperatuur stijgt, dan daalt het (asymmetrisch) motorvermogen. Hierdoor is ook minder dwarskracht van het richtingsroer nodig om het motormoment op te heffen. Dus minder richtingsroer en lagere  $V_{MCA}$ .

### Lessons learned

De belangrijkste *lessons learned* van dit artikel worden nog eens kort samengevat.

Bestuurbaarheidproblemen na uitval van een motor kunnen ontstaan als het ingestelde vermogen van de motoren hoog is en de vliegsnelheid laag zoals het geval is tijdens *takeoff* of *go-around*.

De minimum bestuurbaarheidsnelheid  $V_{MCA}$  is die snelheid waarbij – na het (plotselinge) verlies van het vermogen van de kritieke motor en de overige motoren draaiend op het maximaal toegestane vermogen – de bestuurbaarheid van het vliegtuig veilig kan worden hersteld en een rechte vlucht kan worden gehandhaafd met maximum richtingsroeruitslag of stuurkracht van 90 kg (civiel 75 kg) en met een rolhoek van maximaal 5° *into the good engine*. Tijdens het meten van  $V_{MCA}$  is het vliegtuig zo licht mogelijk.  $V_{MCA}$  wordt in grafieken in het Flight Manual gepresenteerd met de variabelen hoogte, temperatuur en configuratie *landing gear up/down* en flapstanden.

Als een motor uitvalt is helaas niet altijd onmiddellijk duidelijk welke motor is uitgevallen. Tijd voor overleg en besluitvorming in de cockpit is er bijna niet – de *Pilot Flying* heeft de beste *Situational Awareness* om direct en correct te reageren op motoruitval.

Als de vliegsnelheid op het moment van motoruitval lager is dan de actuele  $V_{MCA}$  – oftewel als de uitslag van richting- en rolroeren niet toereikend is om het evenwicht te herstellen – dan is, als niet snel kan worden geaccelereerd naar een hogere snelheid, de enige handeling die het vliegtuig nog kan redden het onmiddellijk reduceren van het vermogen van de tegenover de uitgevallen motor liggende motor om de *thrust* asymmetrie – de oorzaak van de besturingsproblemen – op te heffen waardoor de actuele  $V_{MCA}$  daalt.

Als de vliegsnelheid hoger is dan de actuele *Air Minimum Control Speed* ( $V_{MCA}$ ), dan is er grote kans op herstel, mits de reactie van de vliegers adequaat en snel genoeg is. De belangrijkste besturingsorganen voor het herstellen van het evenwicht zijn het richtingsroer en de gashandels – het gebruik van rolroeren kan de situatie

verergeren.

Nadat het evenwicht is hersteld moet het worden bewaard met een snelheid groter dan  $V_{MCA}$ . De actuele  $V_{MCA}$  varieert met de bewegingen van het vliegtuig en is afhankelijk van een groot aantal factoren.

Als na het herstellen van het evenwicht geen rolhoek (van maximaal 5°) *into the good engine* wordt aangevraagd, als een bocht wordt gemaakt *into the bad engine*, of als twee motoren aan dezelfde vleugel zijn uitgevallen, dan wordt  $V_{MCA}$  liefst 10 - 50 kt hoger dan de  $V_{MCA}$  die in de *Flight Manuals* is gepubliceerd.

Als tijdens een doorstart of de *approach* ineens veel gas moet worden bijgegeven op de nog werkende motoren, dan stijgt  $V_{MCA}$  ook direct en veel, en is gelijktijdig ook uitslag van richtings- en rolroeren nodig.

Als een koerswijziging van bijvoorbeeld 90° in de richting van de 'dode' motor nodig is, dan is het raadzaam een bocht van 270° te maken de andere kant op (*into the good engine*). Dat is veel veiliger. Kan dat niet dan moet vóór het inleiden van de bocht eerst de vliegsnelheid worden verhoogd met behulp van het hoogteroer. Dit kost echter hoogte en die is er niet altijd. Door de hogere snelheid wijzigt ook het evenwicht, en is weer een andere combinatie van roerstanden nodig. Voorzichtigheid met wijzigingen in een eenmaal bereikt evenwicht is geboden!

Een kleine marge boven  $V_{MCA}$  is aan te bevelen, zoals doorgaans ook een marge van 20 à 30 % boven de overtreksnelheid ( $V_{stall}$ ) wordt aangehouden.

Een zwaartepunt dat voorlijk ligt en/of *into the good engine* zorgt voor een lagere  $V_{MCA}$ .

Als het vliegtuig lichter wordt dan stijgt de actuele  $V_{MCA}$ .

Bij propellervliegtuigen moet de propeller van de uitgevallen motor in de *vaanstand* worden gezet om de weerstand van die propeller zo laag mogelijk te krijgen.

Tijdens een stationaire vlucht met een uitgevallen motor zijn een grote richtingsroeruitslag en een rolhoek groter dan 5° (om de koers te kunnen handhaven) indicatoren dat de vliegsnelheid wel heel dicht bij  $V_{MCA}$  is.

De prestatie (*performance*) van het vliegtuig met de overgebleven motor(en) is het best als de weerstand zo laag mogelijk is. Dit wordt bereikt met een sliphoek van nul graden en een rolhoek (*into the good engine*) van maximaal vijf graden. Meestal is drie graden al voldoende.

### Slot

Met dit artikel heeft de auteur getracht de kennis te vergroten van vliegers en andere belangstellenden over het vliegen met een uitgevallen motor, en daarmee over *Air Minimum Control Speed* ( $V_{MCA}$ ) en zodoende een leerzame en zinvolle bijdrage te leveren aan 'Veilig Vliegen'. AvioConsult heeft een twee uur durende PowerPoint™ presentatie beschikbaar over dit onderwerp. E-mail adres voor informatie: info@avioconsult.com. ■