

Bestuurbaarheid van vliegtuigen na motoruitval

Beperkingen als consequentie van de grootte van het kielvlak

Ing. Harry Horlings

AvioConsult, een onafhankelijke vliegtuigexpert en consultant
Available in the English language as well from: www.avioconsult.com

Referenties:

- 1). Horlings, Harry. *Airplane Control after Engine Failure*. AvioConsult, June 2005.
- 2). Roskam, Dr. Jan. *Airplane Design, Part VII, Determination of Stability, Control and Performance Characteristics*, Paragraphs 2.2 and 2.3, en *Stability and Control during Steady State Flight*, Chapter 4.
- 3). Horlings, Harry. *The Effect of Bank Angle and Weight on the Minimum Control Speed V_{MCA} of an Engine-out Airplane*. AvioConsult, October 2006.

Over de auteur

Harry Horlings is Lt-Kol b.d. van de Koninklijke Luchtmacht (KLu) en is in 1985 opgeleid voor het voorbereiden, leiden en uitvoeren van experimentele vliegproeven met alle typen vleugelvliegtuigen aan de prestigieuze USAF Test Pilot School te Edwards Air Force Base, California, USA. Daarna heeft hij 15 jaar lang gewerkt in de experimentele testvliegerij bij de KLu, waarvan de laatste 5 jaar als hoofd van de afdeling experimentele vliegproeven. Na zijn functioneel leeftijdsontslag richtte hij adviesbureau AvioConsult op en stelde zich tot doel de veiligheid in de luchtvaart te verbeteren, gebruik makend van zijn unieke kennis op het gebied van experimenteel testvliegen.

1. Inleiding

1.1. Uitval van een motor van meermotorige vliegtuigen leidt wereldwijd nog regelmatig tot ongevallen waarbij vaak vele slachtoffers vallen, terwijl vliegtuigen worden ontworpen, beproefd en gecertificeerd om veilig te kunnen doorvliegen met een uitgevallen motor. Na vele ongevalonderzoeksrapporten te hebben bestudeerd viel het op dat de meeste vliegers en ongevalonderzoekers de minimum bestuurbaarheidsnelheid V_{MCA} van een meermotorig vliegtuig anders uitleggen en gebruiken dan vliegtuigontwerpers, testvliegers en flight test engineers. Dit interpretatieverschil heeft, naar de mening van AvioConsult, vaak geleid tot het verlies van bestuurbaarheid en van klimvermogen na motoruitval bij lage snelheid en daardoor tot catastrofale ongevallen, maar ook tot incorrecte conclusies en aanbevelingen in ongevalonderzoeksrapporten.

1.2. Om de kennis over de besturing van vliegtuigen waarvan een motor is uitgevallen te verbeteren, heeft AvioConsult een rapport gepubliceerd met de titel *Airplane Control after Engine Failure* (Ref. 1) dat is geschreven gebruik makend van zowel de theorie en vliegproefmethodes zoals die wordt gedoceerd op Test Pilot Schools en van de ontwerpmethodes van het kielvlak van een vliegtuig zoals die worden gedoceerd aan de luchtvaartfaculteiten van universiteiten over de gehele wereld, o.a. door Dr. Jan Roskam, Universiteit van Kansas (Ref's 2).

1.3. Dit artikel behandelt een aantal aspecten van het ontwerpen van het kielvlak van een meermotorig vliegtuig en van de vliegproeven die worden uitgevoerd ter bepaling van de minimum bestuurbaarheidsnelheid V_{MCA} om de lezers attent te maken op de werkelijke waarde en betekenis van de V_{MCA} die in het vliegtuighandboek staat en kennis te nemen van de voorwaarden waaronder V_{MCA} geldig is en van de fouten die over V_{MCA} staan in vliegtuighandboeken, lesboeken en ook in de noodprocedures.

2. Vliegtuigbesturing na motoruitval

2.1. Een vliegtuig is, net als elk ander lichaam, in een stationaire toestand als de som van de krachten en de som

van de momenten die erop werken nul zijn. Als een van de motoren van een vliegtuig uitvalt, dan wordt het evenwicht van krachten en momenten verstoord. De trek- of stuwkracht van de tegenoverliggende motor veroorzaakt een giermoment (N_T) dat het vliegtuig in de richting van de uitgevallen motor laat gieren. Ook begint het vliegtuig vaak te rollen. Door het gieren neemt de sliphoek toe en daardoor ook de weerstand, waardoor het klimvermogen, dat door motoruitval al kleiner werd, nog meer afneemt. De vlieger moet het krachtenevenwicht en daarmee de stationaire toestand herstellen met het richtingsroer en de rolroeren en zodoende ook de weerstand verlagen.

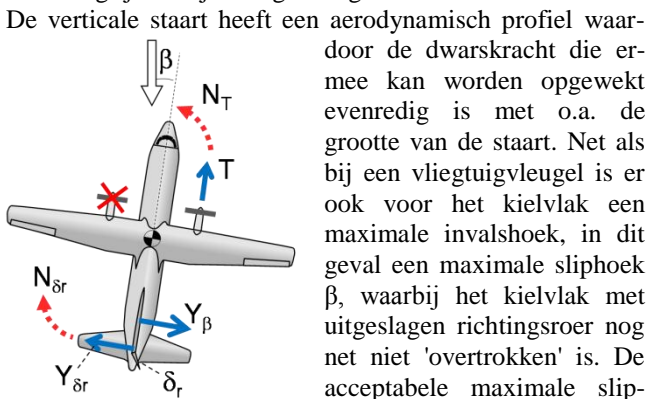
Het kielvlak met richtingsroer speelt de belangrijkste rol bij het herstellen van het evenwicht na motoruitval bij de meeste meermotorige vliegtuigen, omdat alleen daarmee het motorgiermoment N_T kan worden tegengewerkt. Daarom is het voor het voorkomen van ongevallen van belang om het proces van het ontwerpen van het kielvlak eens te bekijken inclusief de daarbij toegepaste criteria.

3. Ontwerp kielvlak

3.1. De ingenieur die het kielvlak van een meermotorig vliegtuig ontwerpt past luchtvaartvoorschriften (Certification Specifications (CS) 23 of 25) toe, waarin ondermeer de eisen staan waaraan het ontwerp moet voldoen voor wat betreft het vliegen met een uitgevallen motor. De ontwerper moet er ook voor zorgen dat het leeggewicht van het vliegtuig zo laag mogelijk blijft. Dit kan mede worden bereikt door een zo klein mogelijk kielvlak te ontwerpen. In de boeken van Dr. Jan Roskam, Universiteit van Kansas (Ref's 2) en in de collegedictaten van TU Delft staat de uitgebreide beschrijving voor het ontwerpen van een kielvlak. Hieronder volgt een korte samenvatting gericht op meermotorige vliegtuigen met motoren aan de vleugels.

3.2. Het kielvlak levert richtingsstabiliteit (weerhaan) doordat een dwarskracht (Y_β) ontstaat als de instromende lucht, de relatieve wind, de staart onder een hoek raakt. Als de vlieger het richtingsroer uitslaat (δ_r) ontstaat er tengevolge daarvan ondermeer ook een dwarskracht (Y_{δ_r}). Als

Y_{δ_r} even groot is als Y_{β} , dan zijn deze dwarskrachten in evenwicht en ontstaat er geen zijwaartse versnelling. Er werken veel meer krachten op het vliegtuig, maar slechts de belangrijkste zijn in figuur 1 getekend.



Figuur 1. Evenwicht met vleugels horizontaal.

door de dwarskracht die ermee kan worden opgewekt evenredig is met o.a. de grootte van de staart. Net als bij een vliegtuigvleugel is er ook voor het kielvlak een maximale invalshoek, in dit geval een maximale sliphoek β , waarbij het kielvlak met uitgeslagen richtingsroer nog net niet 'overtrokken' is. De acceptabele maximale sliphoek is 5° . De aerodynamische dwarskracht Y_{δ_r} is ook

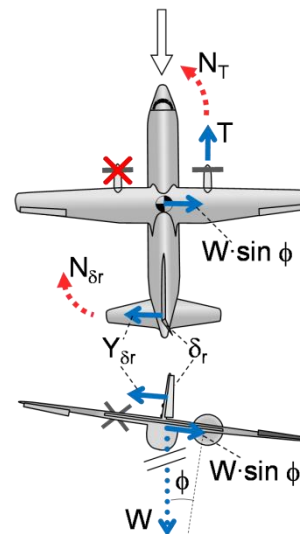
evenredig met het kwadraat van de vliegsnelheid (V^2). Dit houdt in dat als de vliegsnelheid lager wordt, de uitslag van het richtingsroer moet toenemen volgens een kwadratische functie om de dwarskracht die nodig is voor de richtingsstabiliteit even groot te houden, want de tegenoverliggende motor levert nog steeds hetzelfde vermogen. Er is echter een mechanisch maximum aan de uitslag van het richtingsroer (δ_r) en een maximum aan de toegestane stuurkracht op het voetenstuur. Er moet dus een snelheid zijn waaronder het kielvlak niet meer voldoende dwarskracht levert om het motorgiermoment N_T , plus de overige niet getoonde krachten en giermomenten, tegen te werken en een rechte vlucht aan te kunnen houden na motoruitval. Deze snelheid wordt minimum bestuurbaarsnelheid genoemd, in het Engels *minimum control speed in the air* (afgekort V_{MCA}), maar vaak ook (incompleet) als V_{MC} .

3.3. Er zijn vele andere factoren die ook van invloed zijn op de dwarskrachten en giermomenten die op een vliegtuig werken wanneer een motor uitstaat. De ontwerper zal de 'worst case' van elk van deze factoren gebruiken om een staart te ontwerpen die net groot genoeg is om onder alle omstandigheden aan de eisen te kunnen voldoen. De belangrijkste factoren en hun 'worst case' waarden zijn:

1. **Motorvermogen (T)** van de motor tegenover de uitgevallen motor is ingesteld op maximaal startvermogen op zeeniveau omdat daardoor het motorgiermoment N_T het grootst is.
2. **Kritieke motor.** De motor die na uitval leidt tot het grootste overblijvende motorgiermoment N_T wordt verondersteld uit te staan tijdens het berekenen van de benodigde afmetingen van verticale staart en roer.
3. **Propellervliegtuig.** Indien de propellers zijn voorzien van een automatische vaanstand, dan wordt deze toegepast, anders wordt met de extra propellerweerstand, in feite een toename van N_T , rekening gehouden.
4. **Zwaartepunt (cg).** In de dwarsrichting moet het zwaartepunt zover mogelijk van de werkende motor vandaan liggen waardoor N_T het grootst is. Het zwaartepunt moet ook zover mogelijk achterlijk liggen omdat daardoor de afstand tot het kielvlak het kortst is en N_{δ_r} het kleinst bij maximale uitslag van het richtingsroer (δ_r).

Er zijn, zoals genoemd, meer factoren die van invloed zijn op het staartontwerp (en op V_{MCA}); deze staan in Ref. 1.

3.4. Tenslotte zijn er nog twee factoren die van groot belang zijn om de staart zo klein mogelijk te houden: de rolhoek (ϕ) en het gewicht (W). Figuur 2 laat de belangrijkste krachten en momenten zien die op een vliegtuig werken



Figuur 2. Evenwicht met rolhoek 5° weg van dode motor.

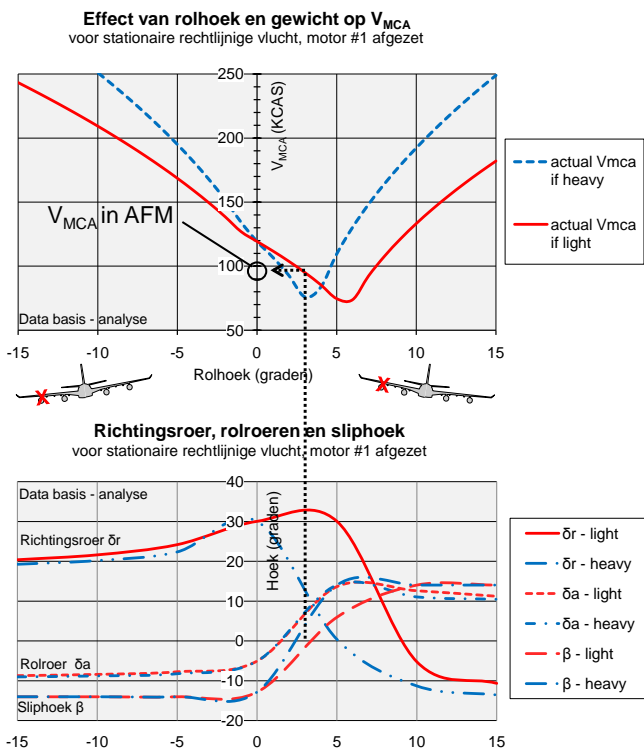
nadat een motor is uitgevallen en een kleine rolhoek ϕ wordt aangehouden. De certificatievoorschriften CS 23.149 en 25.149 staan de ontwerper van de staart toe om een rolhoek van maximum 5° toe te passen. Zoals in de figuur 2 is te zien, kan de gewichtsvectordie altijd naar het middelpunt van de aarde wijst, worden ontbonden in twee componenten, waarvan één ($W \cdot \sin \phi$) parallel en tegengesteld is aan de dwarskracht die door het kielvlak wordt opgewekt (met uitslag van het richtingsroer δ_r). $W \cdot \sin \phi$ kan dus dwarskracht Y_{β} uit fig. 1 vervangen; de sliphoek β kan nul worden, dus de weerstand veel lager. Aangezien de door het richtingsroer opgewekte dwarskracht Y_{δ_r} niet meer de dwarskracht door het slippen (Y_{β}) hoeft tegen te werken, maar alleen nog N_T , kan het kielvlak kleiner worden gedimensioneerd. Een kleinere staart leidt tot echter een hogere V_{MCA} , maar V_{MCA} mag volgens CS 23 en 25 niet hoger zijn dan $1,2 V_S$ resp. $1,13 V_S$. Het ontwerp van het kielvlak wordt steeds weer veranderd tot aan alle eisen wordt voldaan.

Dwarskracht $W \cdot \sin \phi$ grijpt aan in het zwaartepunt en veroorzaakt daardoor geen andere (gier)momenten. De 'worst case' van W is het zo laag mogelijk gewicht omdat de dwarskracht $W \cdot \sin \phi$ bij de maximale rolhoek (5°) dan zo klein mogelijk is en V_{MCA} het hoogst.

3.5. Als de afmetingen van het kielvlak bekend, of tijdens het ontwerp verondersteld, zijn, dan kunnen grafieken worden berekend met de stabiliteitsafgeleiden van het vliegtuig, waarin het effect is te zien van rolhoek en gewicht op de te verwachten actuele waarde van V_{MCA} tijdens een stationaire rechte vlucht (Ref. 3). Ook kunnen de benodigde uitslagen van rol- en richtingsroeren en de resulterende sliphoek voor rolhoeken in de richtingen naar en weg van de uitgevallen motor nummer 1 worden getoond. De grafieken in figuur 3 hieronder (van een B707/DC-8 type vliegtuig) zijn berekend met maximum beschikbare uitslagen van de richtings- en rolroeren van 30° resp. 15° en een maximum toegestane sliphoek β van 14° . In de grafieken is te zien dat de rolhoek, waarbij sliphoek β bij elk gewicht kleiner is dan 5° voor een zo laag mogelijke weerstand, ca. 3° is. De V_{MCA} van dit vliegtuig zal dan 95 kt zijn. Echter, als tijdens de vlucht de vleugels horizontaal worden gehouden, dan zal bij dit vliegtuig de actuele V_{MCA} met 25 kt toenemen tot 120 kt! Bovendien neemt de sliphoek β toe tot meer dan de aanbevolen maximum 5° waardoor de weerstand groter wordt en het klimvermogen fors lager.

De onderste grafiek in figuur 2 laat zien dat bij dit vliegtuig een rolhoek van ca. 3° , mits in de richting weg van de uitgevallen motor, toereikend is om de sliphoek β tot nage-

noeg nul terug te dringen, wat natuurlijk van belang is voor het na motoruitval overblijvende klimvermogen. Deze rolhoek wordt in prestatiediagrammen daarom vaak als voorwaarde genoemd voor geldigheid van de gegevens. Echter, niet alleen de weerstand neemt af. Rolhoek en gewicht hebben ook grote, zo niet de grootste invloed op de *actuele* V_{MCA} , de V_{MCA} die de vlieger tijdens de vlucht zou kunnen ervaren, zoals in de onderstaande grafiek is te zien.



Figuur 3. Effect van rolhoek op V_{MCA} , slijphoek en roeruitslagen.

3.6. Door een kleine rolhoek (meestal tussen 3° en 5°) in de richting weg van de stilstaande motor toe te passen is V_{MCA} lager dan wanneer de vleugels horizontaal worden gehouden en kan het kielvlak, in de meeste gevallen, kleiner worden gemaakt. Deze van overheidswege (CS 23, 25) goedgekeurde ontwerpmethodede reduceert het gewicht en de bouwkosten van het vliegtuig. De staart is dan nog net groot genoeg om na motoruitval, bij V_{MCA} en in alle configuraties een rechtlijnige vlucht te kunnen handhaven. De noodzaak voor het aanhouden van de kleine rolhoek moet echter wel aan de vliegers worden medegedeeld; het bespaarde gewicht aan aluminium moet daarom worden vervangen door een vrij gewichtige voorwaarde op papier om de vliegers erop te wijzen dat beslist een kleine rolhoek moet worden aangehouden als een motor is uitgevallen of uitstaat, de vliegsnelheid laag is en het ingestelde motorvermogen hoog. Deze voorwaarde stond jammer genoeg niet (meer) in de vliegtuighandboeken van de meeste verongelukkete vliegtuigen. Zie ook § 5 en Ref. 1.

4. Experimentele vliegproeven voor V_{MCA}

4.1. Zoals al genoemd zijn er vele factoren die van invloed zijn op de hoogte van de V_{MCA} die de ontwerper toepast om de benodigde grootte van het kielvlak met richtingsroer te berekenen. De V_{MCA} die tijdens het ontwerpproces wordt gebruikt is een theoretische, een veronderstelde V_{MCA} . De werkelijke V_{MCA} van het vliegtuig kan alleen maar tijdens vliegproeven worden bepaald. De testvlieger brengt het vliegtuig in dezelfde configuratie als die welke werd gebruikt om de staart te berekenen (§ 3.3), waarvan de meest

belangrijke factoren zijn het zo laag mogelijke gewicht, een zo ver mogelijk achterlijk liggend zwaartepunt en maximaal startvermogen op de motor tegenover de afgezette, kritieke, motor. Twee soorten V_{MCA} worden bepaald: eerst de statische V_{MCA} en daarna de dynamische V_{MCA} .

4.2. De statische V_{MCA} is van vitaal belang om een vlucht veilig te kunnen voortzetten terwijl een motor uitstaat. De snelheid wordt langzaam gereduceerd tot aan het moment dat de koers niet meer kan worden vastgehouden met volledig uitgeslagen richtings- en/of rolroeren, of tot één van de vastgestelde stuurkrachtlimieten wordt bereikt (voetstuur 667 N, rolstuur 112 N). Deze snelheid is V_{MCA} met de vleugels horizontaal. Vervolgens wordt de door de fabrikant bij het staartontwerp gebruikte rolhoek tussen 3° en 5° weg van de uitstaande 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 doorgaans tussen 8 (klein vliegtuig) en 30 kt (DC-8) 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 is dus alleen maar geldig zolang een kleine rolhoek, dus een rechtlijnige vlucht, wordt aangehouden en beslist niet tijdens bochten.

4.3. 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 20° , de rolhoek kleiner dan 45° en geen gevaarlijke toestanden optreden, is de dynamische V_{MCA} van het vliegtuig.

4.4. De statische V_{MCA} is doorgaans hoger dan de dynamische V_{MCA} . De hoogste van de twee wordt als dé V_{MCA} van het vliegtuig in het vliegtuighandboek gepubliceerd, maar een statische V_{MCA} is er ook altijd. Het bepalen (en het demonstreren) van V_{MCA} is niet zonder gevaar. Daarom worden de vliegproeven op een veilige hoogte uitgevoerd. In Ref. 1 staat meer over de vliegproeven.

5. Vliegprocedures

5.1. In bovenstaande paragrafen is uitgelegd dat het kielvlak van een meermotorig vliegtuig slechts gedimensioneerd is om, na motoruitval en bij de V_{MCA} die in het vliegtuighandboek staat, een stationaire rechtlijnige vlucht te kunnen aanhouden, onder de voorwaarde dat een kleine rolhoek, normaal tussen 3° en 5° , in de richting weg van de uitgevallen motor wordt aangehouden. Alleen dan kan de vliegtuigfabrikant garanderen dat de richtingsstabiliteit onder alle omstandigheden behouden blijft. Dit houdt niet in dat een vliegtuig, waarvan een motor uitstaat, nooit veilig een bocht zou kunnen draaien bij de snelheid V_{MCA} . Als één of meerdere factoren, die van invloed zijn op de dwarskrachten of giermomenten, dus op V_{MCA} (§ 3.3 en 3.4), niet op hun 'worst case' waarde zijn, zoals tijdens de meting van V_{MCA} of eerder al bij het ontwerpen van het kielvlak werden toegepast, dan kan misschien wel een bocht worden gemaakt bij V_{MCA} , maar dat wordt bij deze lage snelheid nooit beproefd en zeker gesteld. Vliegers zouden daarom geen rekening moeten houden met een toereikende bestuurbaarheid als een motor uitstaat en de snelheid laag is, maar zouden onder die omstandigheden slechts die manoeuvre moeten uitvoeren waarvoor het

kielvlak is ontworpen en waarvoor de V_{MCA} geldig is: een stationaire rechtlijnige vlucht terwijl een rolhoek van 3° tot 5° (keuze fabrikant) wordt aangehouden in de richting weg van de stilstaande motor.

5.2. *Definitie van V_{MCA} .* In vliegtuighandboeken staat vaak de volgende definitie van V_{MCA} : *de minimum bestuurbaarheidssnelheid is de minimum vliegsnelheid waarbij het vliegtuig bestuurbaar is met een rolhoek van niet meer dan 5° wanneer de kritieke motor plotseling uitvalt en de overgebleven motor vol startvermogen levert.* Deze regel is onterecht gekopieerd uit een certificatievoorschrift (CS) dat bestemd is om te worden gebruikt bij het ontwerpen van een vliegtuig en bij de certificatie ervan. Is het vliegtuig eenmaal in operationeel gebruik, waarvoor het vliegtuighandboek geldt, dan zouden vliegers niet *een rolhoek van niet meer dan 5°* (links of rechts) moeten aanhouden voor bestuurbaarheid, zoals de definitie suggereert. Om er zeker van te zijn dat het vliegtuig na motoruitval of bij stilstaande motor bestuurbaar blijft en er voldoende klimvermogen overblijft, hebben vliegers geen andere keuze dan exact dezelfde rolhoek aan te houden die werd gebruikt bij het ontwerpen van het kielvlak en bij het meten van V_{MCA} : meestal tussen 3° en 5° weg van de uitgevallen motor. Elke andere rolhoek verstoort het krachten- en momentenevenwicht en zal een zijwaarts gerichte versnelling en/of giermoment veroorzaken die niet meer gegarandeerd met de stuurorganen kan worden tegengewerkt, omdat het kielvlak met richtingsroer en/of de rolroeren daarvoor niet groot genoeg zijn gemaakt en omdat dit niet is getest. De woorden *kritieke* en *plotseling* slaan nergens op; V_{MCA} geldt altijd, zelfs tijdens de nadering als tijdens de start al één van de motoren uitviel. De gegeven V_{MCA} definitie is dus beslist fout.

5.3. *Startprocedures.* Bij het berekenen van de startsnelheid voor kleine vliegtuigen en bij grote vliegtuigen van de snelheid waarbij het roteren van de startbaan mag beginnen (V_R) is de gestandaardiseerde V_{MCA} die in het vliegtuighandboek staat, een van de factoren. Maar omdat die V_{MCA} slechts geldig is terwijl een rolhoek van 3° tot 5° weg van de uitgevallen motor wordt aangehouden, zijn de berekende startsnelheden dus ook alleen maar geldig als, na motorstoring, dezelfde rolhoek wordt aangehouden en in dezelfde richting. V_R is tenminste 5% hoger dan V_{MCA} (CS 25.107). Aangezien het vliegtuig net voor het roteren nog op de grond rijdt (en de vleugels horizontaal zijn), kan de actuele V_{MCA} op dat moment al hoger zijn dan V_R , zoals is te zien in figuur 3, wat kan leiden tot onbestuurbaarheid zodra het vliegtuig loskomt van de startbaan. Moderne vliegtuigen accelereren weliswaar snel voorbij V_R , maar dat zal niet bij alle types het geval zijn en daar mag dus geen rekening mee worden gehouden. V_R zou moeten worden berekend met de V_{MCA} die is gemeten met horizontaal gehouden vleugels, wat veiliger is maar wel leidt tot grotere startlengte.

5.4. Bij de berekening van de veilige startsnelheid V_{2MIN} is dezelfde V_{MCA} ook een van de factoren. Bij een laag startgewicht, of bij een doorstart wanneer het gewicht laag is, zou de actuele V_{MCA} hoger kunnen worden dan V_{2MIN} als de vereiste kleine rolhoek niet wordt aangehouden, wat alsnog kan leiden tot onbestuurbaarheid.

5.5. *Motor noodprocedures* (o.a. B737) schrijven gewoonlijk voor om bij een motorstoring tijdens de start eerst de vleugels horizontaal te brengen. De actuele V_{MCA} zal dan echter hoger zijn dan de V_{MCA} die in het vliegtuighandboek

staat en misschien zelfs hoger dan de vliegsnelheid op dat moment, waardoor de bestuurbaarheid direct verloren gaat. Vervolgens moet het stuurwiel worden gecentreerd door het richtingsroer uit te slaan met het voetenstuur. Dit is voorgeschreven omdat de spoilers de rolroeren 'assisteren' bij lage snelheid (flaps down) zodra de rolstuuruitslag groter is dan 7° . Spoilers veroorzaken echter liftverlies en verhogen de weerstand. Een op deze wijze beperkte rolstuuruitslag (δ_a) resulteert echter in een grotere sliphoek (β) waardoor de weerstand nog hoger wordt en het klimvermogen lager (figuur 3). Bovendien wordt de actuele V_{MCA} hoger waardoor de in CS 25.107 (c) voorgeschreven veiligheidsmarge van 13% boven de gestandaardiseerde V_{MCA} verdwijnt. Zie Ref. 1 voor veel meer informatie over dit onderwerp.

5.6. Als de gashandels tijdens het vliegen met een uitgevallen motor bij lage snelheid niet geheel naar voren staan, dan is de actuele V_{MCA} lager en is er geen noodzaak om de kleine rolhoek aan te houden. Echter, indien de gashandels naar voren worden geschoven, bv. tijdens de laatste bocht voor de landing, dan neemt daardoor de actuele (statische) V_{MCA} ook toe en kan de bestuurbaarheid alsnog verloren gaan. Hoog motorvermogen is alleen veilig tijdens een stationaire rechtlijnige vlucht mits een rolhoek van 3° tot 5° wordt aangehouden weg van de uitgevallen motor. In het vliegtuighandboek zou moeten worden gewaarschuwd voor het grote gevaar van het maken van bochten met vol vermogen terwijl de snelheid laag is.

6. Tot slot

6.1. Het kielvlak met richtingsroer van een meermotorig vliegtuig is slechts groot genoeg om, na uitval van een motor en met de tegenover liggende motor op max. startvermogen, een stationaire rechtlijnige vlucht met snelheid V_{MCA} of hoger te kunnen aanhouden, mits de rolhoek 3° tot 5° (keuze fabrikant) weg van de uitgevallen motor is.

6.2. Op de snelheidsmeter van kleine tweemotorige vliegtuigen staat V_{MCA} aangegeven met een rode streep, hier bij 80 kt. Bij grote vliegtuigen wordt V_{MCA} gebruikt om de startsnelheden V_R en V_{2MIN} te berekenen. Wat echter niet meer in de operationele limieten en in lesboeken staat is dat deze V_{MCA} en dus ook V_R en V_{2MIN} slechts geldig zijn als een rolhoek tussen 3° en 5° (te specificeren door de



Figuur 4. Snelheidsmeter.

vliegtuigfabrikant) wordt aangehouden weg van de uitgevallen motor. Bij elke andere rolhoek kan de *actuele* V_{MCA} veel hoger zijn en kan de bestuurbaarheid alsnog verloren gaan waarna een ongeval onvermijdelijk is.

Als de wijzer bij V_{MCA} staat mag dus alleen maar rechtuit worden gevlogen zolang het motorvermogen hoog is; valt of staat een motor uit dan is ook een kleine rolhoek nodig.

6.3. De definitie van V_{MCA} in hand- en lesboeken is niet in overeenstemming met zowel de bij het ontwerpen van het kielvlak toegepaste criteria als met de wijze waarop V_{MCA} tijdens vliegproeven wordt bepaald.

6.4. In Ref. 1 staan vele suggesties voor de verbetering van voorschriften, hand- en lesboeken, procedures en training voor het veilig vliegen met een uitgevallen motor. ■