

7.4.4. Stationaire, rechtlijnige vluchten met één of meer niet-werkende motoren.

Van een meermotorig vliegtuig wordt geëist dat het vliegtuig de vlucht kan voortzetten indien één motor defect raakt. Dit stelt eisen aan de bestuurbaarheid, en vooral aan het beschikbare richtingsroervermogen.

De belangrijkste gevolgen van het uitvallen van een buiten het symmetrievlak opgestelde motor zijn het optreden van een stoorgiermoment en, indien het een schroefvliegtuig betreft, een stoorrolmoment.

Voor het stoorgiermoment kan in dimensieloze vorm worden geschreven:

$$C_{n_e} = k \cdot \frac{\Delta T_p \cdot y_e}{q S b} \quad (7-75)$$

Hierin is ΔT_p het verschil tussen de trekkracht van de werkende schroef en de weerstand van de gestopte schroef; y_e is de afstand van de trekkracht of weerstand tot het symmetrievlak van het vliegtuig. ΔT_p kan aanzienlijk groter zijn dan de trekkracht van de werkende schroef indien de niet-werkende schroef door de lucht wordt aangedreven. ΔT_p is het kleinst indien de schroef in vaanstand wordt gezet.

De faktor k in (7-75), welke bij schroefvliegtuigen in sommige gevallen waarden van 1,5 à 2,0 kan aannemen, geeft aan dat het werkelijk optredende stoorgiermoment groter kan zijn dan uit de verandering van de trekkracht alleen zou volgen. Figuur 7.42 geeft enkele metingen van C_{n_e} die dit bevestigen. De oorzaak van dit verschijnsel is de verhoging van de draagkracht van het vleugelgedeelte dat in de slipstroom ligt. Als gevolg hiervan is de neerstroming achter de vleugel ter plaatse van de werkende schroef groter dan de neerstroming achter de vleugel met de niet-werkende schroef. Geheel analoog aan hetgeen in slippende vluchten achter een hoog of laag geplaatste vleugel plaatsvindt, ontstaat als gevolg van het verschil in neerstroming een circulatiestroming om het rompachterstuk en een dwarsstroming ter plaatse van het verticale staartvlak. Gemakkelijk kan worden nagegaan dat deze dwarsstroming een vergroting van het giermoment tot gevolg heeft.

Zoals uit fig. 7.42 blijkt, hebben de draairichting van de schroeven en de hoogteligging van de vleugel ten opzichte van de romp een belang-

Dit is een deel van een dictaat van de TU Delft, faculteit Vliegtuigbouwkunde uit 1968, maar niet minder actueel.

In dit dictaat worden de eisen die worden gesteld aan de bestuurbaarheid van meermotorige vliegtuigen na het defect raken van één van de motoren uitgelegd, vooral gericht op het ontwerpen van het verticale staartvlak en richtingsroer die groot genoeg moeten zijn om de bestuurbaarheid en daarmee een veilige voortzetting van een stationaire rechtlijnige vlucht na motoruitval te garanderen.

Door AvioConsult zijn enkele opmerkingen in tekstvakken bijgeplaatst met aanvullende en verklarende teksten ten behoeve van het operationele gebruik van meermotorige vliegtuigen na motoruitval, daarbij gebruikmakend van kennis en ervaring uit de experimentele testvliegerij.

www.avioconsult.com

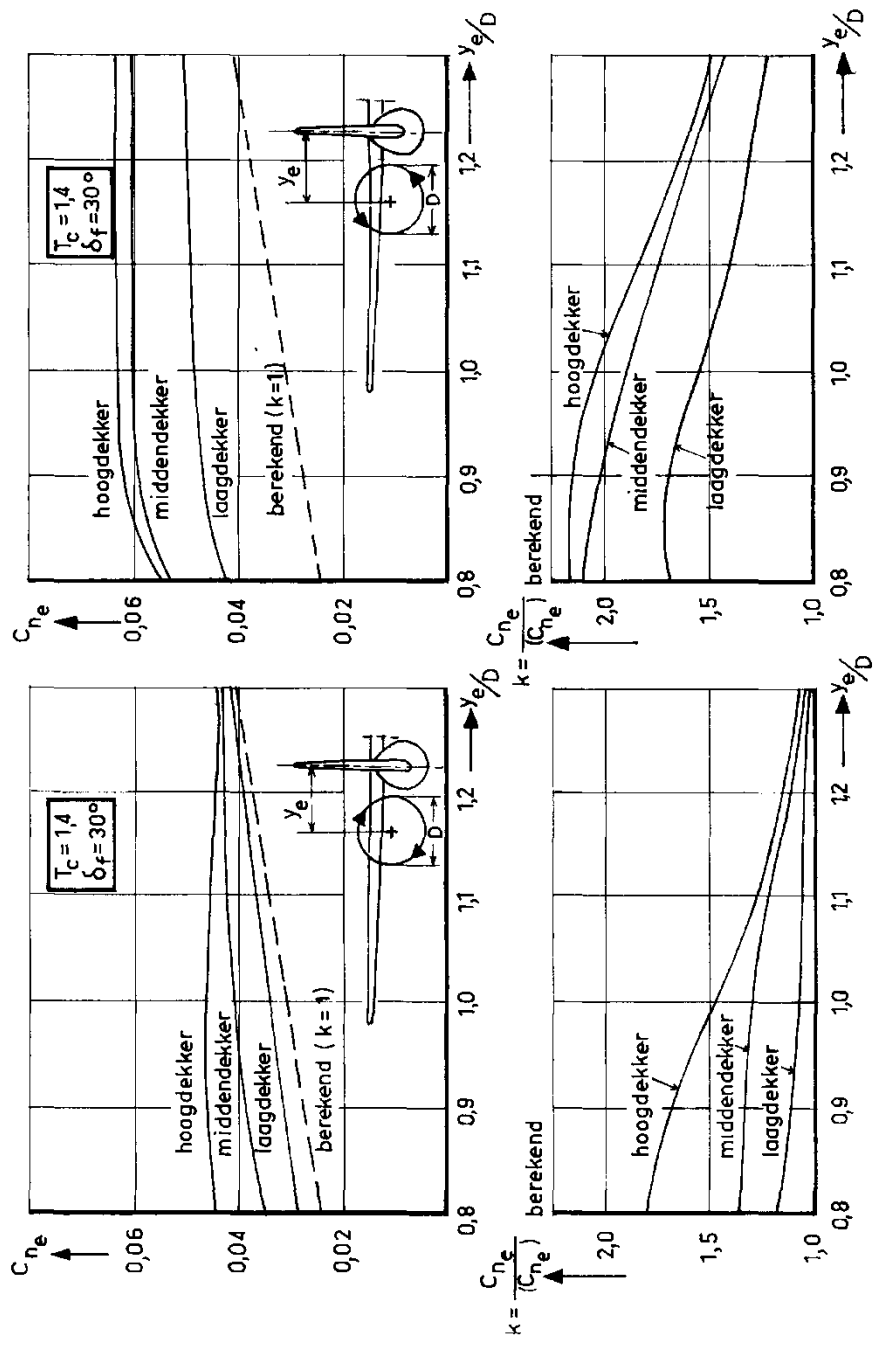


Fig. 7.42: De grootte van C_{ne} t.g.v. het uitvallen van een motor als functie van de plaats en draairichting van de schroef en de hoogte liggend van de vleugel; gemeten aan een model van een tweemotorig schroefvliegtuig.

rijke invloed op de grootte van C_{n_e} . In lit. 7.62 wordt hier uitvoerig op ingegaan. In het algemeen kan worden gesteld, dat indien de schroeven rechtsom draaien het uitvallen van de linker motor het grootste stoor-giermoment C_{n_e} oplevert. Deze motor wordt dan de kritieke motor genoemd.

Het rolmoment C_{l_e} ten gevolge van het uitvallen van een motor is in hoofdzaak afkomstig van het eerder genoemde verschil in draagkracht tussen de vleugeldelen achter de werkende en de niet-werkende motor. Enkele meetresultaten betreffende C_{l_e} zijn gegeven in fig. 7.43.

Indien een rechtermotor uitvalt ontstaat een positieve C_{n_e} en een positieve C_{l_e} . Als gevolg van C_{n_e} verkrijgt het vliegtuig een positieve giersnelheid en een negatieve β . Het rolmoment C_{l_e} veroorzaakt een positieve rolsnelheid, dus een positieve rolhoek φ . De rolbeweging wordt versterkt door de bijdragen $C_{l_\beta} \cdot \beta (> 0)$ en $C_{l_r} \cdot \frac{rb}{2V} (> 0)$ als gevolg van het slippen en gieren. De rolhoek kan hierdoor soms zeer snel aangroeien.

De beweging wordt tegengegaan door de giermomenten welke als gevolg van p , r en β ontstaan ($C_{n_p} < 0$, $C_{n_r} < 0$ en $C_{n_\beta} > 0$), en door het geven van positieve richtingsroeruitslag en positieve rolroeruitslag. Een nieuwe stationaire, rechtlijnige vlucht kan nu worden ingesteld waarvoor de evenwichtsvergelijkingen, met verwaarlozing van kleine bijdragen, luiden:

$$C_L \cdot \varphi + C_{Y_\beta} \cdot \beta + C_{Y_{\delta_r}} \cdot \delta_r = 0 \quad (7-76)$$

$$C_{l_\beta} \cdot \beta + C_{l_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{l_e} = 0 \quad (7-77)$$

$$C_{n_\beta} \cdot \beta + C_{n_{\delta_r}} \cdot \delta_r + C_{n_e} = 0 \quad (7-78)$$

Daar in de vlucht met asymmetrisch verdeelde trekkracht dikwijls zeer grote uitslagen van het richtingsroer nodig zijn mag in dit geval de dwarskracht ten gevolge van δ_r in (7-76) niet worden verwaarloosd.

Aangezien in de drie evenwichtsvergelijkingen (7-76) t/m (7-78) de

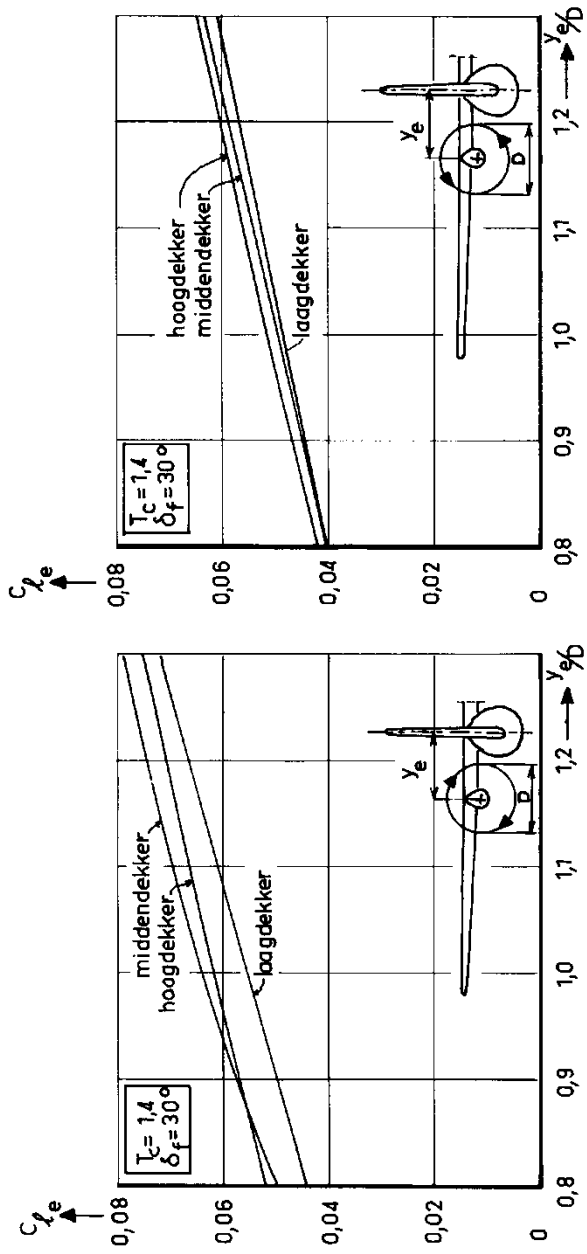


Fig.7.43 : De grootte van C_{λ_e} t.g.v. het uitvallen van een motor als functie van de plaats en draairichting van de schroef en de hoogteligging van de vleugel, gemeten aan een model van een tweemotorig schroefvliegtuig. (Ontleend aan lit.7.61)

Op de volgende pagina staat de uitleg van Prof. Gerlach over onderstaande twee vliegt toestanden. Hieronder, in kaders, de verklarende teksten van AvioConsult in iets andere en aanvullende bewoordingen vanuit de experimentele testvliegerij.

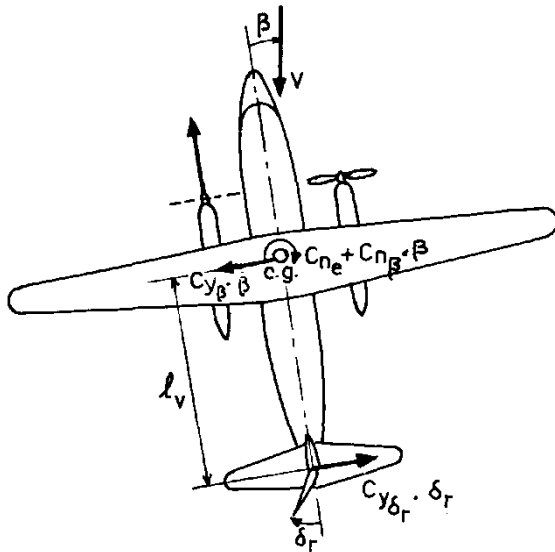


Fig. 7.44 : De stationaire, rechtlijnige vlucht op 1 motor met $\varphi = 0$

Het giermomenten evenwicht kan na het uitvallen van een motor met behulp van het richtingsroer worden hersteld. De dwarskracht van het richtingsroer levert een giermoment tegenovergesteld aan het motorgiermoment, maar moet op zijn beurt ook worden tegengewerkt door een tegenovergestelde dwarskracht om het evenwicht van dwarskrachten te herstellen en te behouden. Als de vleugels horizontaal worden gehouden kan alleen een sliphoek deze dwarskracht leveren. De dwarskracht door de sliphoek, ook weerhaaneffect genoemd, grijpt aan achter het zwaartepunt (foutje in de tekening) en versterkt daardoor het motorgiermoment, waardoor een nog grotere richtingsroeruitslag benodigd is. Er zal een evenwicht ontstaan, maar de weerstand is niet gering (door de noodzakelijke sliphoek), waardoor de klimprestatie van het vliegtuig zeer nadelig wordt beïnvloed.

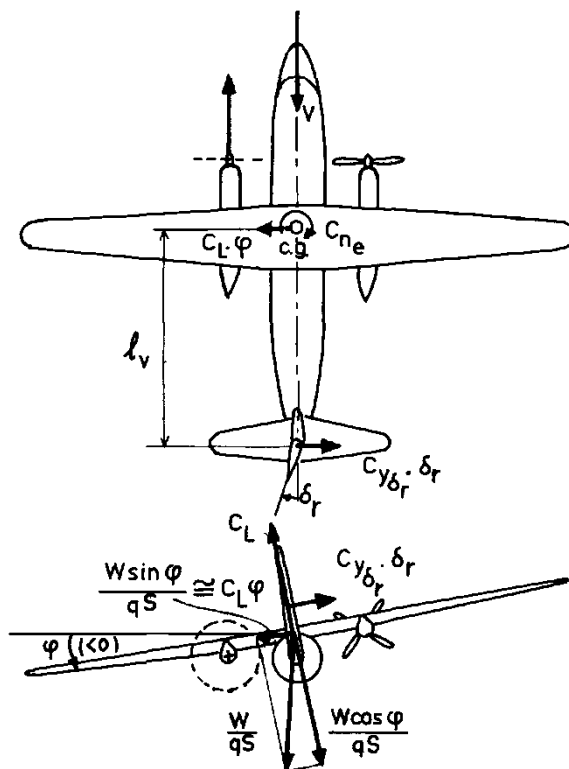


Fig. 7.45 : De stationaire, rechtlijnige vlucht op 1 motor met $\beta = 0$

Ook hier moet het richtingsroer zijn uitgeslagen voor het evenwicht van de giermomenten en is een tegenovergestelde dwarskracht nodig voor het evenwicht van dwarskrachten. De sliphoek β is nul en kan dus geen dwarskracht leveren. Maar een kleine rolhoek in de richting van de werkende motor kan dat wel en levert een dwarskracht $W \cdot \sin \varphi$ die de dwarskracht als gevolg van de sliphoek kan vervangen. Deze dwarskracht grijpt aan in het zwaartepunt en draagt daardoor niet bij aan de giermomenten. Het giermoment kent ook geen bijdrage meer van sliphoek β en is dus kleiner, waardoor de uitslag van het richtingsroer ook kleiner kan zijn. Als het richtingsroer niet geheel is uitgeslagen dan is er dus ook ruimte om de snelheid te verlagen tot de uitslag van het richtingsroer weer maximaal is. Het evenwicht kan daarbij nog steeds worden gehandhaafd. Aangezien in deze toestand de sliphoek β minimaal is, is de weerstand zo laag mogelijk en is de na motoruitval overblijvende klimprestatie maximaal. Het verdient daarom de voorkeur om de vlucht in deze stationaire toestand voort te zetten in het geval dat een motor is uitgevallen. Deze toestand wordt bereikt met een kleine rolhoek in de richting van de nog werkende motor(en), ofwel weg van de uitgevallen motor. Deze stationaire toestand wordt dan ook tijdens de vliegproeven ter bepaling van de minimum bestuurbaarsnelheid toegepast.

vier variabelen ϕ , β , δ_a en δ_r voorkomen is er niet één, maar een gehele reeks van stationaire vliegt toestanden mogelijk.

In de praktijk zijn twee van deze mogelijke vliegt toestanden van belang, namelijk die met een rolhoek ϕ gelijk aan nul en die met een sliphoek β gelijk aan nul. Als $\beta = 0$ is de weerstand van het vliegtuig minimaal, dus de vliegprestaties zijn dan maximaal.

Indien de rechtermotor is uitgevallen is een positieve richtingsroeruitslag nodig om C_{n_e} op te heffen. In de vliegt toestand met $\phi = 0$ is er dan volgens (7-76) een positieve sliphoeck nodig om een aerodynamische dwarskracht te verkrijgen die evenwicht maakt met de dwarskracht $C_{Y_{\delta_r}} \cdot \delta_r$, zie fig. 7.44. Het vliegtuig slipt dus in de richting van de gestopte motor.

In de vliegt toestand met $\beta = 0$ moet de vlieger een negatieve rolhoek ϕ geven, zodanig dat de gewichtscomponent $C_L \cdot \phi$ evenwicht maakt met $C_{Y_{\delta_r}} \cdot \delta_r$. De vleugel met de werkende motor moet dus laag worden gehouden, zie fig. 7.45. De voor evenwicht benodigde richtingsroeruitslag is in dit geval kleiner dan voor de vliegt toestand met $\phi = 0$, waarin behalve C_{n_e} ook het in dezelfde richting werkende moment $C_{n_\beta} \cdot \beta$ moet worden gecompenseerd, zie (7-78). De vliegt toestand met $\phi = 0$ is daarom kritieker voor de bepaling van het benodigde richtingsroervermogen dan de toestand met $\beta = 0$.

Het stoorgiermoment C_{n_e} is in tegenstelling tot de momenten $C_{n_{\delta_r}} \cdot \delta_r$ en $C_{n_\beta} \cdot \beta$ sterk afhankelijk van de vliegsnelheid. Aangezien voor een reguleurschroef geldt:

$$T_p \cdot V = \text{constant}$$

volgt uit (7-75) dat C_{n_e} in dat geval omgekeerd evenredig is met V^3 . Er zal dus een bepaalde snelheid zijn, waar beneden het niet mogelijk is na het optreden van motorstoring C_{n_e} op te heffen, zie fig. 7.46. Deze snelheid wordt de minimale bestuurbaarheidssnelheid $V_{m.b.}$ genoemd. Tijdens de

Zoals er een gehele reeks van stationaire vliegt toestanden mogelijk is, is er dus ook een gehele reeks van richtingsroeruitslagen en/ of rolroeruitslagen δ_r en δ_a mogelijk resulterend in een stationaire toestand, in een evenwicht, met verschillende ϕ en β . Aangezien de aerodynamische krachten die worden opgewekt door de rol- en richtingsroeren, behalve van de grootte van de uitslagen δ_a en δ_r ervan, ook sterk afhankelijk zijn van de vliegsnelheid, is er dus ook een gehele reeks van snelheden bij verschillende ϕ , β , δ_a en δ_r waar beneden het niet mogelijk is C_{n_e} op te heffen of een evenwicht van (dwars)krachten te bewerkstelligen. Er is dus een gehele reeks van minimale bestuurbaarheidssnelheden $V_{m.b.}$ (in het Engels V_{MCA} genoemd) bij verschillende ϕ , β , δ_a en δ_r en niet slechts één enkele V_{MCA} zoals meestal in vliegtuighandboeken en lesboeken voor vliegers wordt gesuggereerd. In de praktijk zijn echter de op de vorige pagina genoemde stationaire toestanden de meest toegepaste en worden daarom ook tijdens vliegproeven ter bepaling van V_{MCA} gebruikt.

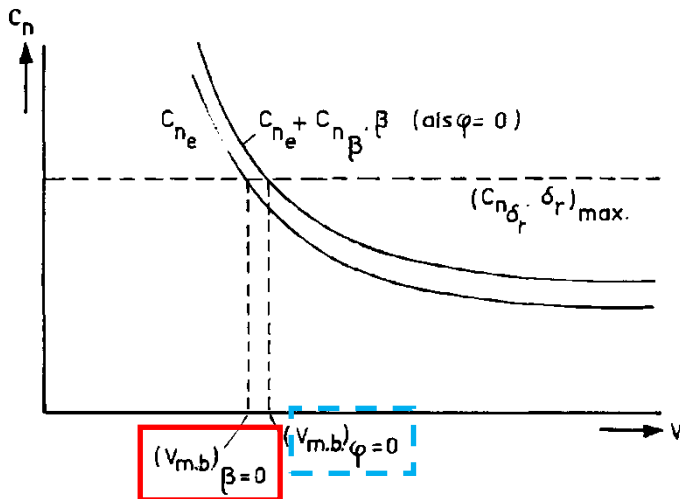


Fig. 7.46 : De minimale bestuurbaarheidssnelheid.

Uit deze figuur blijkt dat voor de maximum richtingsroeruitslag de $V_{m.b.}$ ($=V_{MCA}$) met $\beta=0$ lager is dan met de vleugels horizontaal ($\phi=0$). Aangezien $\beta=0$ tijdens de vlucht niet kan worden gemeten, wordt een kleine rolhoek van maximaal 5 graden toegestaan. Bij deze kleine rolhoek, meestal tussen 3 en 5 graden weg van de uitgevallen motor, blijkt de sliphoek nagenoeg 0 graden te zijn en is V_{MCA} dus ook lager.

Deze kleine rolhoek wordt door de meeste fabrikanten van meermotorige vliegtuigen dan ook toegepast bij het bepalen van V_{MCA} omdat een lage V_{MCA} ook een lagere rotatiesnelheid $V_R (=1,05 \cdot V_{MCA})$ en lagere veilige startsnelheid V_{2MIN} opleveren. Dit is gunstig voor het maximum startgewicht op startbanen met een beperkte lengte en is daarmee dus tevens goed voor de verdiensten met het vliegtuig.

Als die specifieke rolhoek niet wordt aangehouden en de overige factoren, die van invloed zijn op de giermomenten of dwarskrachten, zijn toevallig op hun 'worst case' waarde, zoals bij de meting van V_{MCA} wordt toegepast, dan is een grotere richtingsroeruitslag benodigd of, als de uitslag van het richtingsroer al maximaal is, een hogere snelheid en is (de actuele) V_{MCA} dus hoger dan de V_{MCA} die door de testvliegers van de fabrikant werd gemeten en in het vliegtuighandboek staat vermeld. Een kleine rolhoek in de richting weg van de uitgevallen motor zorgt dus voor een lagere actuele V_{MCA} en dat is veel veiliger.

Als sliphoek β nul is, dan is niet alleen V_{MCA} zo laag mogelijk, maar is ook de weerstand van het gehele vliegtuig het laagst en is de klimprestatie op de overblijvende motor maximaal. Ook om deze reden moet vliegers worden geadviseerd een kleine rolhoek weg van de uitgevallen motor aan te houden na motorstoring zodra de overgebleven motor(en) een hoog vermogen moet(en) leveren en de vliegsnelheid laag is.

Het verschil tussen de V_{MCA} 's met $\phi=0$ en $\beta=0$ (ofwel $\phi=3$ tot 5 graden weg van de uitgevallen motor) is ca. 8 kt voor kleine tweemotorige vliegtuigen en 32 kt voor een DC-8 klasse vliegtuig (bron: eigen waarneming en KLM/ DC-8-50 FCRG). Deze verhoging is in beide gevallen al groter dan de van overheidswege vereiste 5% veiligheidsmarge boven V_{MCA} voor het roteren. Zoals al genoemd is $V_R = 1.05 \cdot V_{MCA}$ maar zou dus eigenlijk moeten worden berekend met de V_{MCA} die is gemeten met $\phi=0$.

Bij V_{MCA} moet dus de rolhoek worden vermeld waarbij de V_{MCA} geldig is. Elke andere rolhoek leidt namelijk tot een andere, meestal hogere actuele V_{MCA} dan de V_{MCA} die in het vliegtuighandboek staat, en bovendien tot een hogere weerstand. Een actuele V_{MCA} die door het niet aanhouden van de vereiste rolhoek (onopgemerkt) hoger is geworden, kan leiden tot voor de vliegers onverwachte en onverklaarbare bestuurbaarheidproblemen en daardoor tot catastrofes.

De ongevallen met de Hercules op Eindhoven, de Boeing 747 in de Bijlmer, de Saab SF-340B op Schiphol, de Dakota in de Waddenzee en het Piper PA-44 lesvliegtuig bij Kampen zijn recente voorbeelden hiervan in eigen land. De ongevallen met de SF-340B en de PA-44 zijn door AvioConsult nader geanalyseerd en beschreven, zie website www.avioconsult.com.

In het 'Paper' *Staying Alive with a Dead Engine* van AvioConsult wordt de verandering van V_{MCA} met rolhoek en gewicht op een andere wijze in figuren gepresenteerd en worden ook de V_{MCA} vliegproeven uitgelegd. Bij de voorbereiding van de vliegproeven om V_{MCA} te bepalen wordt V_{MCA} aan de hand van een theoretische analyse voorspeld en worden grafieken gemaakt om op de hoogte te zijn van de eventuele tijdens de testvlucht optredende limieten. Deze voorspelling van V_{MCA} is in het 'Paper' *Predicting the Effect of Bank Angle and Weight on the V_{MCA} of an Engine-out Airplane* uitgelegd.

Beide 'Papers' kunnen gratis worden gedownload van de 'products' pagina van www.avioconsult.com.

bepaling van $V_{m.b.}$ in de vlucht, mag volgens de voorschriften $|\phi|$ niet groter zijn dan 5° .

Grote vermogens en lage snelheden, en derhalve grote waarden van C_{n_e} bij motoruitval, komen voor in de start en in de stijgvlucht onmiddellijk na de start. In deze startconfiguratie bij hoge C_L -waarden is het extra interferentiemoment, uitgedrukt in de factor k in (7-75), bovendien groot. Hierbij komt nog dat het vliegtuig in de start geen hoogte mag verliezen en bovendien geen grote dwarshelling mag krijgen.

Het belang van de minimale bestuurbaarheidssnelheid als grootte die mede de te volgen starttechniek bepaalt, is sterk afhankelijk van de aard en de plaatsing van de voortstuwingsinstallatie. Voor vliegtuigen met straalvoortstuwing, waarvan de motoren aan het achtereinde van de romp zijn geplaatst, is de minimale bestuurbaarheidssnelheid veelal lager dan de minimale snelheid en derhalve niet van belang. Voor vliegtuigen voortgestuwd door twee luchtschroeven, is de minimale bestuurbaarheidssnelheid in de startconfiguratie echter wel uiterst belangrijk.

Fig. 7.47 toont enige metingen, verricht aan de Fokker F-27 waarvan de rechter schroef in vaanstand staat.

Conclusies. V_{MCA} is de minimumsnelheid waarbij, na het uitvallen van een motor, nog net een stationaire rechtlijnige vlucht kan worden gehandhaafd. Maar er is een belangrijke voorwaarde.

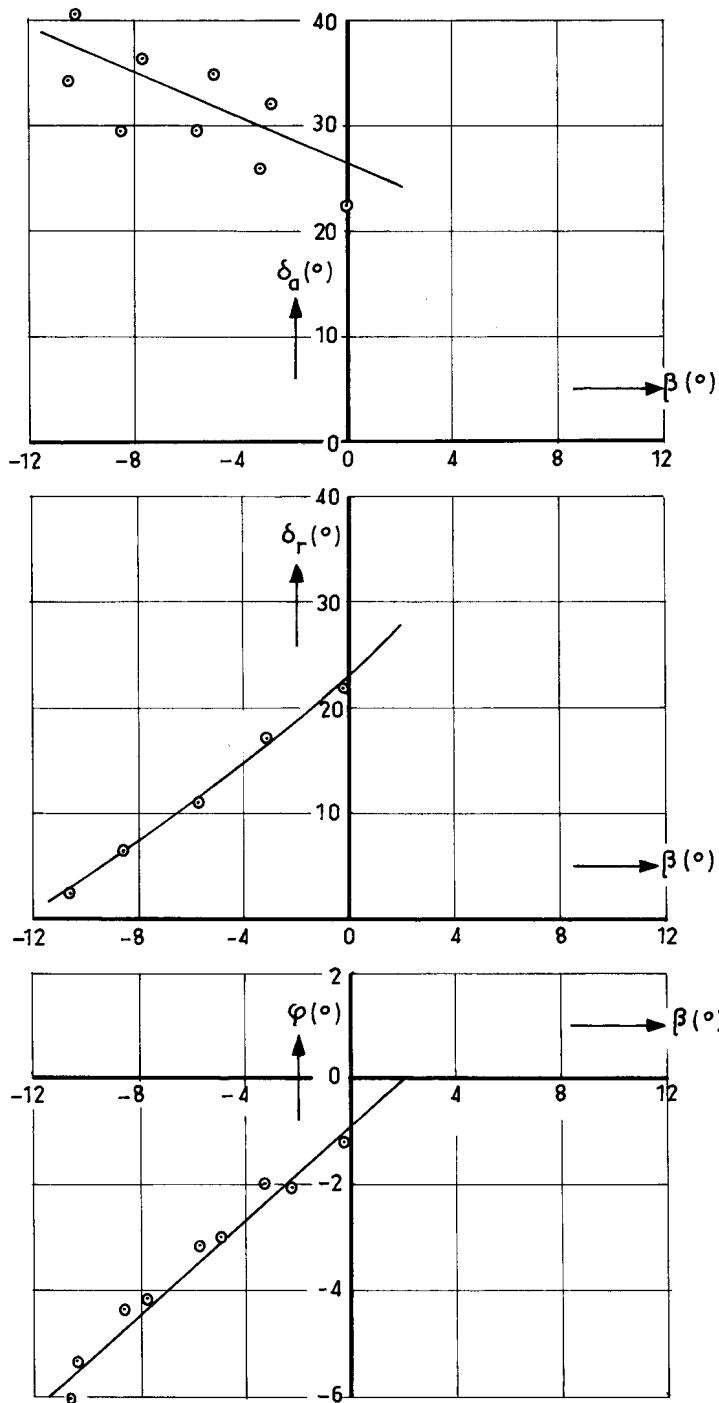
Bij de bepaling van V_{MCA} moet de rolhoek volgens de luchtvaartregelgeving kleiner zijn dan 5 graden. Maar er is – ook volgens dit dictaat – een verband tussen rolhoek en V_{MCA} . Als V_{MCA} werd bepaald met een rolhoek waarbij de sliphoeck β nul is (3 tot 5 graden in de richting van de werkende motor), dan is de actuele V_{MCA} als de vleugels horizontaal worden gehouden dus hoger (fig. 7.46). Getallen zijn eerder in dit document gegeven. Als wordt afgeweken van genoemde rolhoek terwijl het ingestelde motorvermogen hoog is, dan is de actuele V_{MCA} (veel) hoger dan de V_{MCA} die in het vliegtuighandboek staat.

Om te voorkomen dat vliegers worden 'verrast' door het verlies van bestuurbaarheid als gevolg van die (onzichtbare) hogere actuele V_{MCA} moeten zij wel weten bij welke rolhoek de V_{MCA} (en/of V_{2MIN}) van hun vliegtuig geldig is. De toe te passen rolhoek zou dezelfde moeten zijn als de rolhoek die werd gebruikt bij de bepaling van V_{MCA} en deze zou daarom bij zowel V_{MCA} als bij V_{2MIN} in het vliegtuighandboek en o.a. ook in de noodprocedures moeten worden vermeld. Alleen door deze rolhoek toe te passen kunnen ongevallen na motorstoring gegarandeerd worden voorkomen; deze rolhoek is immers gebruikt bij het ontwerpen van de staart van het vliegtuig en tijdens de vliegproeven ter bepaling van V_{MCA} .

Dit dictaat, maar ook de vliegproeven t.b.v. V_{MCA} gaan uitsluitend over een stationaire rechtlijnige vlucht met een uitgevallen motor. Het draaien van bochten met een uitgevallen motor is geen onderwerp van dit deel van het dictaat en is ook geen onderwerp van de vliegproeven ter bepaling van V_{MCA} . Het wordt daardoor nooit formeel vastgesteld dat een vlieger, na het inzetten van een bocht of omdat de voorgeschreven rolhoek niet werd of kon worden aangehouden, het vliegtuig weer terug zal kunnen rollen naar de oorspronkelijke koers en de bestuurbaarheid zal kunnen herstellen en/of handhaven. Bij de op de vorige pagina genoemde ongevallen was dit het geval. Het herstellen van de bestuurbaarheid kan vaak alleen nog maar als de oorzaak van het verlies ervan – het hoge asymmetrische motorvermogen – tijdelijk een beetje wordt gereduceerd of als de snelheid snel wordt opgevoerd zodat de aerodynamische krachten toenemen.

In het handboek (flight manual) van een meermotorig vliegtuig mag daarom in de definitie van V_{MCA} nooit staan dat de rolhoek na motorstoring "maximaal 5 graden" mag zijn, zoals momenteel meestal het geval is. Bij V_{MCA} en bij de daaruit berekende V_{2MIN} moet als harde voorwaarde worden aangegeven bij welke rolhoek, inclusief de richting ervan, deze V_{MCA} en/of V_{2MIN} geldig zijn en tevens dat bij lage snelheid en hoge motorvermogens beslist geen bochten mogen worden gedraaid. V_{MCA} en V_{2MIN} zijn alleen geldig bij een stationaire rechtlijnige vlucht; de verticale staart van een vliegtuig is alleen daarop gedimensioneerd en de vliegproeven zijn alleen daarbij uitgevoerd! Bovendien is de klimprestatie van het vliegtuig maximaal bij dezelfde kleine rolhoek.

Opmerkingen in dit document zijn van Harry Horlings, AvioConsult, www.avioconsult.com. Op deze website staan meerdere documenten over het veilig vliegen met een uitgevallen motor.



De snelheid waarbij deze gegevens zijn gemeten is vermoedelijk hoger dan V_{MCA} . V_{MCA} van (een versie van) de F-27 is 80 kt (41,2 m/sec).

Bij andere typen vliegtuigen, onder andere bij vliegtuigen waarbij de motoren ver van de romp zijn geplaatst, is rolhoek ϕ groter bij $\beta=0$, na uitval van een (buiten)motor.

Bij vliegtuigen met turbomotoren is δ_a meestal veel kleiner door het ontbreken van de door propellers aangedreven luchtstroom over de vleugels (propulsive lift).

Fig.7.47: Stationaire, rechtlijnige, slippende vluchten met de rechter schroef in vaandstand. Fokker F- 27, $h = 1850\text{ m}$ $C_L = 1,92$ $x_{c.g.} = 0,28\bar{c}$
 $V = 46,3\text{ m/sec}$. (Ontleend aan lit.4.3).