

NEDERLAND

RIJKSLUCHTVAARTDIENST
LUCHTVAARTINLICHTINGDIENST
Postbus 20903, 2500 EX 's-Gravenhage
TEL 070 - 3517213 3517198

MAL

60/92
09 DEC

Mededelingen
aan Nederlandse
luchtvaardigen en
eigenaren van
luchtvaartuigen.

DE BETEKENIS VAN DE MANOEUVREERSNELHEID V_A

Tijdens het onderzoek naar een voorval met éénmotorig vliegtuig, waarvan de vleugels tengevolge van een overbelasting tijdens de vlucht blijvend werden vervormd, is het de Rijksluchtvaartdienst gebleken dat er verschil bestaat tussen de betekenis zoals deze door de vliegers aan de manoeuvreersnelheid V_A wordt toegekend en de functie welke V_A vervult voor de vliegtuigontwerper/fabrikant.

In het algemeen wordt de manoeuvreersnelheid V_A door de vliegers beschouwd als die snelheid, beneden welke nog maximale roeruitslagen gegeven kunnen worden zonder dat daarbij de maximaal toegestane g-belasting wordt overschreden (en het vliegtuig dus door overbelasting blijvend kan worden vervormd).

Volgens deze opvatting geldt dit ook voor hoogteroeruitslagen, waarbij dan het vliegtuig wordt geacht te overtrekken voordat de kritieke g-belasting wordt bereikt.

De definitie van de manoeuvreersnelheid in het merendeel van de vlieghandboeken luidt:

" V_A : maximum control surface deflection up to", hetgeen in overeenstemming lijkt te zijn met deze opvatting.

Deze kennelijk ingeburgerde definitie is echter niet altijd juist en kan zelfs tot gevaarlijke situaties leiden.

In de praktijk is het zo dat volle uitslagen van rolroer en richtingsroer geen probleem geven tot V_A . Het hoogteroer neemt echter een bijzondere plaats in. Bij uitslag van het hoogteroer treedt nl. in 2e instantie een invalshoekverandering van de vleugel op waardoor de g-belasting op het vliegtuig verandert. De maximaal toelaatbare g-belasting, waarvan de waarde in het vlieghandboek is weergegeven, kan soms al worden bereikt zonder dat volle roeruitslag wordt gegeven. Bij dit alles speelt ook het vliegtuiggewicht een belangrijke rol.

In het hiernavolgende wordt een uiteenzetting gegeven van de uitgangspunten van de vliegtuigontwerper en de invloed van afnemend vliegtuiggewicht. De consequenties voor een aantal populaire vliegtuigtypen worden in een tabel gegeven.

Bij het ontwerp van een vliegtuig wordt door de constructeur het manoeuvreer V-n diagram bepaald zoals vereenvoudigd weergegeven in figuur 1. Het luchtwaardigheidsvoorschrift eist nu, dat V_A niet minder mag zijn dan $V_S \times \sqrt{n}$, waarbij V_S de overtreksnelheid van het vliegtuig is bij het maximum gewicht en n de maximale manoeuvreer belastingsfactor is.

Bijvoorbeeld voor een vliegtuig gecertificeerd in de categorie N, waarbij $N_{max} = 3,8g$ is, met een overtreksnelheid van 72 mph dient V_A minimaal $72 \times \sqrt{3,8} = 140$ mph te zijn.

In figuur 1 is dit aangegeven als V_{A_1} en het vliegtuig overtrekt bij deze snelheid inderdaad bij $n = 3,8g$. (Punt 1 van figuur 1).

In de praktijk zou men punt 1 kunnen bereiken wanneer een "accelerated stall" wordt gedemonstreerd, met andere woorden wanneer na een plotselinge hoogteroeruitslag bij V_A de maximale invalshoek α_{max} wordt bereikt zonder dat de snelheid van het vliegtuig al is verminderd door bijvoorbeeld de toegenomen vliegweerstand.

Zoals reeds uit de bovengenoemde beschrijving V_A blijkt, wordt hierbij van het maximum vliegtuiggewicht uitgegaan. In de praktijk wordt echter zelden of nooit met dit maximale gewicht gevlogen, al was het alleen al ten gevolge van het onvermijdelijke brandstofverbruik tijdens de vlucht.

Gaat men uit van een maximum vliegtuiggewicht van 3000 lbs en een actueel vliegtuiggewicht van 2500 lbs, dan zal de overtreksnelheid zowel bij $n = 1g$, als bij $n = 3,89$ afnemen met de factor:

$$\sqrt{\frac{2500}{3000}} = 0,91$$

De gestippelde overtrekcurve in figuur 1 geeft aan bij welke combinaties van snelheid en belastingsfactor het vliegtuig met een gewicht van 2500 lbs zal kunnen overtrekken. Eenvoudig is te berekenen dat de vlieger, om niet boven 3,8g uit te komen, slechts een plotseling hoogteroeruitslag mag geven tot een snelheid van $0,91 \times 140 = 128$ mph.

Deze snelheid is als V_{A_2} in figuur 1 aangegeven en het vliegtuig overtrekt daar dus bij punt 2.

Zou de vlieger bij de snelheid V_{A_1} een volle hoogte roeruitslag geven, terwijl het gewicht slechts 2500 lbs bedraagt, dan zal het vliegtuig pas overtrekken bij een manoeuvreerbelasting van

$$n = \frac{3000 \times 3,8}{2500} = 4,6g.$$

Dit komt overeen met punt 3 in figuur 1. De eventuele gevolgen zijn blijvende vervorming of erger.

Tot zover is het begrijpelijk wat de consequenties zijn wanneer men abrupt volle hoogteroeruitslagen geeft bij de manoeuvreersnelheid V_A terwijl het vliegtuiggewicht minder is dan het maximaal toelaatbare gewicht zonder de manoeuvreer beperkingen in acht te nemen. Echter zit ook hier een addertje onder het gras. De manoeuvreersnelheid V_A is namelijk een snelheid waarvan het luchtwaardigheidsvoorschrift enkel de minimum waarde eist. De constructeur kan dus een hogere snelheid kiezen, bijvoorbeeld 160 mph in plaats van 140 mph zoals in ons rekenvoorbeeld is aangenomen. Ook deze gekozen snelheid is schematisch als V_{A_4} in figuur 4 weergegeven.

(De redenen waarom een constructeur zo'n keuze maakt vallen buiten het bestek van dit verhaal).

Daar de manoeuvreerbelastingsfactor n toeneemt met het kwadraat van de snelheid zal het vliegtuig van 3000 lbs bij 160 mph pas overtrekken bij

$$n = \left(\frac{160}{140}\right)^2 \times 3,8 = 5,0g \text{ (punt 4 in figuur 1).}$$

In de luchtwaardigheidsvoorschriften is echter tevens bepaald dat de werkelijke ontwerp manoeuvreerbelasting niet meer hoeft te bedragen dan 3,8 g wanneer het vliegtuig in de categorie N is gecertificeerd.

De constructeur zal de sterke berekening van het vliegtuig daarom baseren op 3,8g ongeacht of ten gevolge van een lager vlieggewicht bij V_A deze belastingsfactor overschreden kan worden of het overschrijden van de maximale manoeuvreerbelasting mogelijk is doordat de waarde V_A hoger gekozen is dan minimaal toegestaan ($V_S \times \sqrt{n}$).

Het hele verhaal heeft noodgedwongen een wat theoretische achtergrond, waarschijnlijk meer dan de meeste vliegers lief is. Daarom zijn voor de duidelijkheid in een tabel voor een aantal veel voorkomende vliegtuigtypen wat vergelijkbare snelheden weergegeven. De snelheden zijn allemaal uitgedrukt in mph en "indicated airspeed". (Overigens moet worden bedacht dat berekeningen zoals $V_S \times \sqrt{n}$ altijd moeten worden uitgevoerd met snelheden uitgedrukt in "calibrated airspeed". Het verschil tussen beide snelheden is u ongetwijfeld bekend).

De eerste kolom in de tabel geeft de overtreksnelheid bij maximum gewicht in de beschouwde categorie, terwijl de tweede kolom de bijbehorende maximaal toegestane belastingsfactor n geeft.

De met de formule $V_S \times \sqrt{n}$ berekende waarde V_{A_1} geldend voor maximum gewicht, staat in kolom 3 (en is te vergelijken met V_{A_1} van figuur 1).

Daarnaast is, ter illustratie, weergegeven de berekende waarde van V_{A_2} , van toepassing wanneer met een lager gewicht gevlogen wordt.

(Vergelijk met V_{A_2}).

Gekozen is in dit geval voor de situatie dat er één inzittende aan boord is (de vlieger!) en dat de brandstoftanks nog half vol zijn. Tenslotte staat de in het vlieghandboek opgegeven en door de fabrikant gekozen waarden van V_A in kolom 5 (Vergelijk met V_{A_4} in figuur 1).

Type	V_S	n_{max}	V_A berekend max.gew.	V_A berekend laag gew.	V_A gekozen
Ralley 150 ST	57	3,8	111	96	120
Cessna 152	46	4,4	118	106	120
Cessna 172N	48	3,8	112	100	112
PA-28-161	57	3,8	125	106	127
FA-200-160	62	3,8	132		134
Robin DR400/120	59	4,4	123		133

Het zal iedereen duidelijk zijn dat in sommige gevallen een niet te verwaarlozen verschil bestaat tussen de door de fabrikant gekozen waarden van V_A welke in het vlieghandboek is vermeld, en de berekende V_A , terwijl daarnaast de invloed van een gewichtsvermindering, zoals in de voorbeelden is geïllustreerd, eveneens snel aantelt.

Resumerend kan worden gesteld, dat:

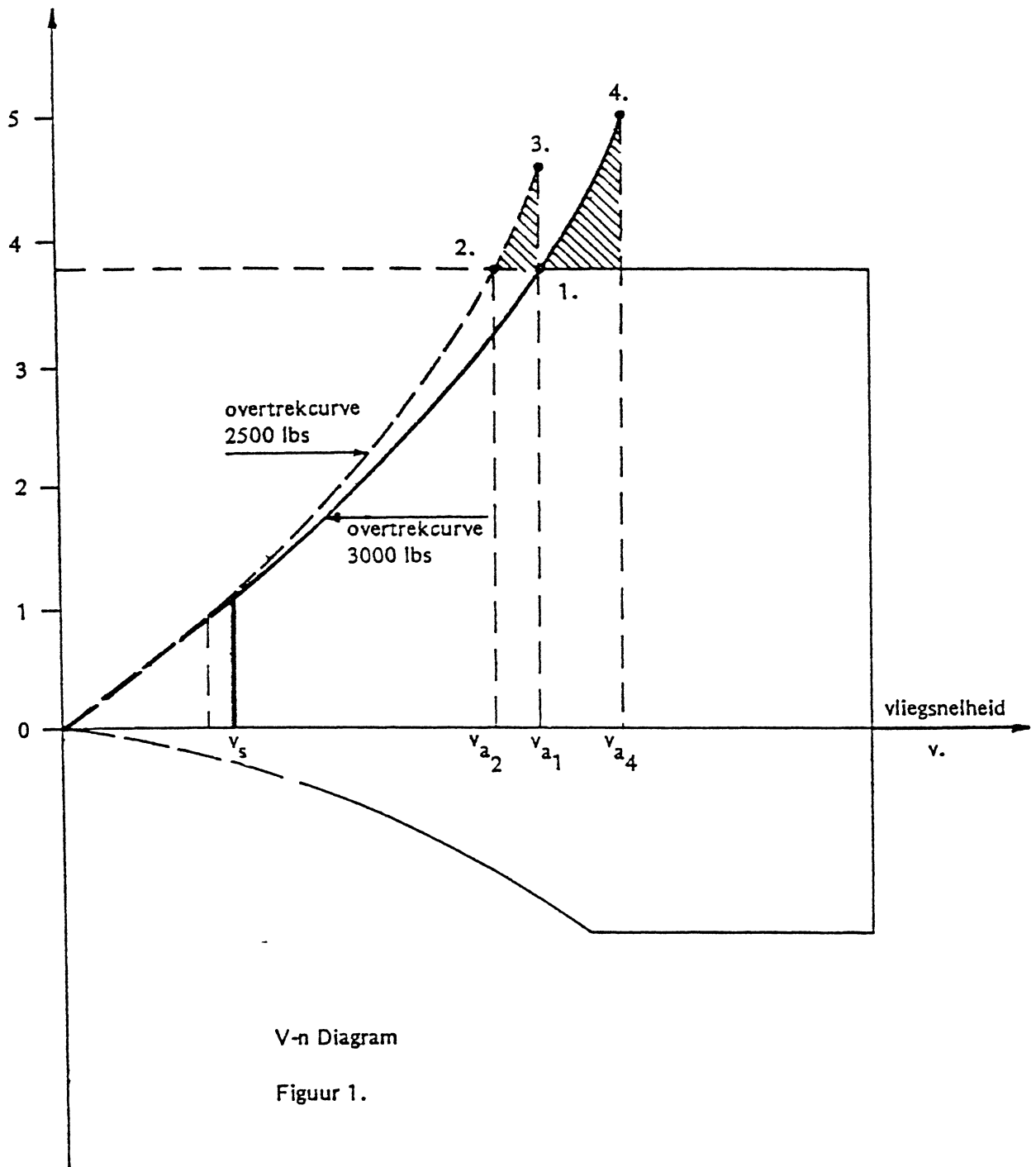
- de manoeuvreersnelheid V_A uit het vlieghandboek slechts geldt voor volle rolroer- en richtingsroeruitslagen bij het maximaal toegestane vliegtuiggewicht;
- bij hoogteroeruitslagen de nodige voorzichtigheid dient te worden gebracht ter voorkoming van overschrijding van de maximaal toegestane g-belasting;
- bij afnemend vliegtuiggewicht de manoeuvreersnelheid V_A eveneens afneemt;
- het geven van volle roeruitslagen, zeker bij hogere snelheden, zelden of nooit nodig is.

Mocht u nog nadere informatie wensen betreffend deze MAL, dan kunt u zich wenden tot:

Directie Luchtvaartinspectie
Afdeling Luchtwaardigheid
Postbus 575
2130 AN Hoofddorp

Telefoon: 02503 - 63131

Belastings-
faktor n.



V-n Diagram

Figuur 1.