

Aerodynamica

Inhoudsopgave

5.	Aerodynamica	3
5.0	Inleiding	3
5.1	Aerodynamica / luchtstroom	4
5.1.1	Studie van de draagkracht (L)	4
5.1.1.1	statische / dynamische druk	4
5.1.1.2	wet van continuïteit van de stroming (wet van behoud van volume)	4
5.1.1.3	wet van Bernoulli (wet van behoud van energie)	5
5.1.1.4	toepassing op de venturibuis	5
5.1.1.5	overdruk/onderdruk vleugel	6
5.1.2	Studie van de weerstand (D) van de luchtstroom rondom een voorwerp	7
5.1.2.1	drukweerstand: oppervlak, densiteit, snelheid en vorm	7
5.1.2.2	wrijvingsweerstand: ruwheid, densiteit, snelheid van stroming, laminair of turbulent	9
5.1.3	Toepassing op het vleugelprofiel	11
5.1.3.1	definities	11
5.1.3.2	aanvalshoek	11
5.1.3.3	lift en weerstand - aerodynamische resultante	12
5.1.3.4	drukpunt	12
5.1.3.5	variatie van draagkracht met aanvalshoek	12
5.1.3.6	variatie van weerstand met aanvalshoek	14
5.1.3.7	overtrekken	15
5.1.3.8	polairdiagram	15
5.1.3.9	geïnduceerde weerstand	15
5.1.3.10	vleugelpolaire	18
5.1.3.11	totale weerstand	18
5.1.3.12	vliegtuigpolaire	19
5.1.3.13	remkleppen	20
5.1.3.14	welvingkleppen (flaps)	21
5.1.4	Glijgetal	22
5.1.5	Opstellen van de snelheidspolaire	24
5.1.5.1	x- en y-as, eenheden (m/s, km/h)	24
5.1.5.2	belangrijke punten op de snelheidspolaire	24
5.1.6	Berekening van het glijgetal ten opzichte van de lucht	25
5.1.6.1	berekening van het glijgetal bij verschillende snelheden	25
5.1.6.2	berekening van het maximum glijgetal	25
5.1.6.3	bepalen van de weerstand van een zweefvliegtuig bij een bepaalde snelheid	26
5.2	Vliegtuigmechanica	27
5.2.1	Benaming van de assen	27
5.2.2	Primaire beweging rond de assen	27
5.2.3	Benaming en rol van de roeren	28
5.2.4	Stabiliteit rond de assen	29
5.2.5	Baanverandering in het verticale vlak:	30
5.2.5.1	De aanvalshoek (ook invalshoek genoemd)	30
5.2.5.2	De standhoek	30
5.2.5.3	De baanhoek	30
5.2.5.4	De instelhoek	31
5.2.6	Baanverandering in het horizontale vlak	31
5.2.6.1	Hoe in bocht gaan	31
5.2.6.2	look out	31
5.2.6.3	inclinatie met stuurknuppel	32

5.2.6.4	Neveneffecten	33	
5.3	Stabiliteit	37	
5.3.1.1	Stabiel, onstabiel, metastabiel	37	
5.3.1.2	Rolstabiliteit	37	
5.3.1.3	Richtingsstabiliteit	38	
5.3.1.4	Langsstabiliteit	39	
5.3.2	Schijnbaar gewicht en wijziging van de lift in functie van de inclinatie		40
5.3.3	Minimumsnelheid in de bocht	41	
5.3.4	Onderling verband bochtenstraal – inclinatie – snelheid – giersnelheid		42
5.3.5	Schuivende (gevaar!) en slippende bochten	42	
5.3.6	Combinatie van de stuurorganen in de bocht	44	
5.4	Controle van het zweefvliegtuig	45	
5.4.1	Schijnbaar gewicht en wijziging van de lift in functie van de inclinatie		45
5.4.2	Minimumsnelheid in de bocht	47	
5.4.3	Onderling verband bochtenstraal – inclinatie – snelheid – giersnelheid		47
5.4.4	Schuivende (gevaar!) en slippende bochten	48	
5.4.5	Combinatie van de stuurorganen in de bocht	50	
5.5	Belastingen die op een zweefvliegtuig inwerken	51	
5.5.1	op de grond (landing)	51	
5.5.2	in vlucht	54	
5.6	Overtrekken en tolvlucht	58	
5.6.1	Overtrekken	58	
5.6.2	Tolvlucht	58	
5.6.2.1	onderscheid tolvlucht / spiraalduik	58	
5.6.2.2	herstel - standaardprocedure	59	
5.6.2.3	snelheidscontrole bij afvangen na herstel	59	
5.7	Index	60	

5. Aerodynamica

5.0 Inleiding

Aerodynamica is als wetenschap een onderdeel van de stromingsleer. Deze wetenschap beschrijft de beweging van gassen en de krachten die worden uitgeoefend op een voorwerp dat aan de stroming van een gas wordt blootgesteld. Het zijn deze krachten die het mogelijk maken dat een vliegtuig kan vliegen. Een elementaire kennis ervan helpt ons de prestatiemogelijkheden van ons zweefvliegtuig optimaal te gebruiken en beter te begrijpen waarom bepaalde handelingen veilig zijn en andere niet.

Het vak aerodynamica stelt ons voor een principiële probleem. Traditioneel wordt de oorsprong van de draagkracht uitgelegd aan de hand van de wet van Bernoulli en via een vergelijking met wat er gebeurt in een venturi. Blijkt dat die vergelijking wetenschappelijk niet opgaat. Ook andere pogingen tot intuïtieve uitleg blijken op misvattingen te berusten. Maar we willen ook vermijden om begrippen en formules te gebruiken die de kennis van de doorsnee zweefvlieger overstijgen. Of een meer wetenschappelijke aanpak zou bijdragen tot een veiliger vlieggedrag via een juist maar minder intuïtief begrip van de aerodynamische fenomenen (zoals het overtrekken), is echter twijfelachtig.

Overigens zijn er zelfs verschillende theorieën gangbaar bij de aanhangers van die wetenschappelijke aanpak. Zo wordt het zogenaamde Coanda-effect door de enen aangegrepen als DE uitleg, door anderen dan weer doodgezwegen of afgewezen. En als puntje bij paaltje komt, zijn er ook die beweren dat verschillende fenomenen samen aan het werk zijn...

Wij hebben er dus voor gekozen om de in de luchtvaart klassieke, meer intuïtieve aanpak via Bernoulli te bewaren, maar te proberen al te flagrante wetenschappelijke onwaarheden te schrappen. Een niet eenvoudige opgave. Voor mensen die de Newtoniaanse weg wensen te bewandelen, hebben we in bijlage een hoofdstuk ingelast met bijkomende wetenschappelijke achtergrondinformatie en nuttige wenken opgesteld door Chris Cousse.

Dit onderdeel werd oorspronkelijk opgesteld door Yves Depret, aan de hand van zijn eigen cursus, en bijgewerkt door Stéphane Vander Veken. Voor sommige onderdelen werd teruggerepen naar het boek "Theorie van het zweefvliegen" van de KNVvL. Ten opzichte van de sneuvelversie werden talrijke wijzigingen aangebracht naar aanleiding van suggesties van Aeroclub Albatros en van Chris Cousse.

5.1 Aerodynamica / luchtstroom

5.1.1 Studie van de draagkracht (L)

5.1.1.1 *statische / dynamische druk*

Druk wordt gedefinieerd als kracht per oppervlakte-eenheid. De eenheid die men voor druk gebruikt is Pascal (afgekort Pa). $1 \text{ Pa} = 1 \text{ N/m}^2$

Onder de **statische druk** verstaat men de druk in de ongestoorde lucht op een bepaalde hoogte. De statische druk is het gevolg van het gewicht van de bovenliggende luchtmassa, en neemt dus af met de hoogte.



Figuur 1: atmosferische druk

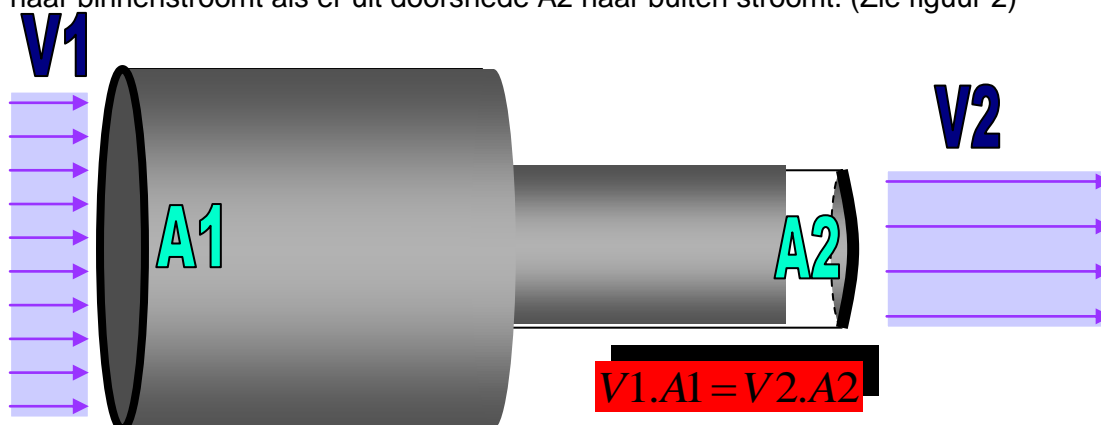
Op één m^2 oefent de lucht een druk uit van 10^5 N of 1000 hPa . De standaard atmosferische druk bedraagt $1013,25 \text{ hPa}$.

Wanneer luchtdeeltjes zich met een bepaalde snelheid overwegend in één richting verplaatsen spreekt men van een luchtstroming. De **dynamische druk** kan min of meer worden gelijkgesteld aan de kinetische energie van de stromende luchtdeeltjes. Wanneer de stromende lucht tot stilstand wordt gebracht kan men de dynamische druk meten als het verschil van de totale druk gemeten op die plaats en de statische druk. De dynamische druk wordt gedefinieerd als $\frac{1}{2} \rho v^2$ waarin:

- ρ = de soortelijke massa van de lucht of luchtdensiteit
- v = de lichtsnelheid.

5.1.1.2 *wet van continuïteit van de stroming (wet van behoud van volume)*

De wet van de continuïteit van de stroming zegt dat bij een stationaire stroming van een niet samendrukbaar fluïdum, er per tijdseenheid evenveel van dat fluïdum door doorsnede A_1 naar binnenstroomt als er uit doorsnede A_2 naar buiten stroomt. (Zie figuur 2)



Figuur 2: wet van continuïteit van de stroming

5.1.1.3 *wet van Bernoulli (wet van behoud van energie)*

De wet van Bernoulli voor een onsamendrukbaar en wrijvingsloos stromend fluïdum geeft het verband weer tussen wijzigingen in hoogte, statische druk en dynamische druk van dat gas.

$$\frac{1}{2} \rho v^2 + \rho gh + p = \text{constant}$$

Waarin:

- $\frac{1}{2} \rho v^2$: dynamische druk
- ρgh : potentiële energie
- p : statische druk

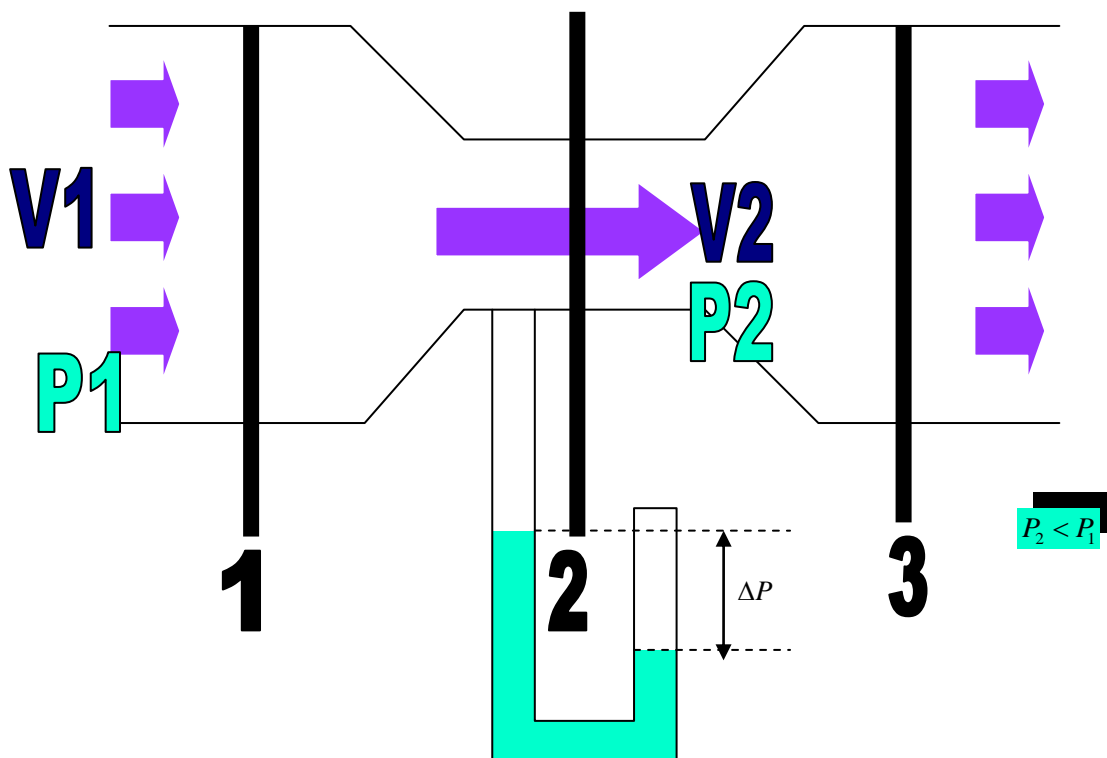
Alhoewel de wet van Bernoulli principieel alleen geldt voor een onsamendrukbaar en wrijvingsloos gas, kan de wet ook gebruikt worden voor de berekening van het drukverloop over een lichaam in een luchtstroming voor luchtsnelheden van toepassing bij zweefvliegtuigen. Als we een stroming van lucht beschouwen waarbij hoogteverschillen in de stroming verwaarloosbaar zijn, wat bij de luchtstromen bij zweefvliegtuigen het geval is, kan de wet vereenvoudigd worden geschreven als

$$\frac{1}{2} \rho v^2 + p = \text{Constant}$$

De totale hoeveelheid energie per volume-eenheid van de lucht is constant. Als de dynamische druk toeneemt zal de statische druk afnemen en omgekeerd. M.a.w : indien de snelheid van de luchtstroming stijgt zal de statische druk afnemen en omgekeerd.

$$P_{\text{tot}} = P_{\text{stat}} + P_{\text{dyn}} = \text{Constant}$$

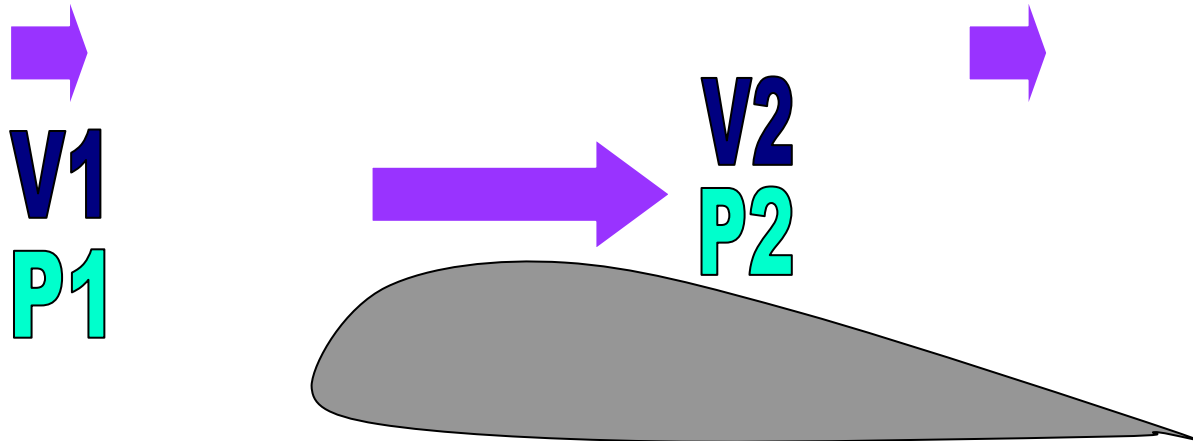
5.1.1.4 *toepassing op de venturibuis*



Figuur 3: venturibuis

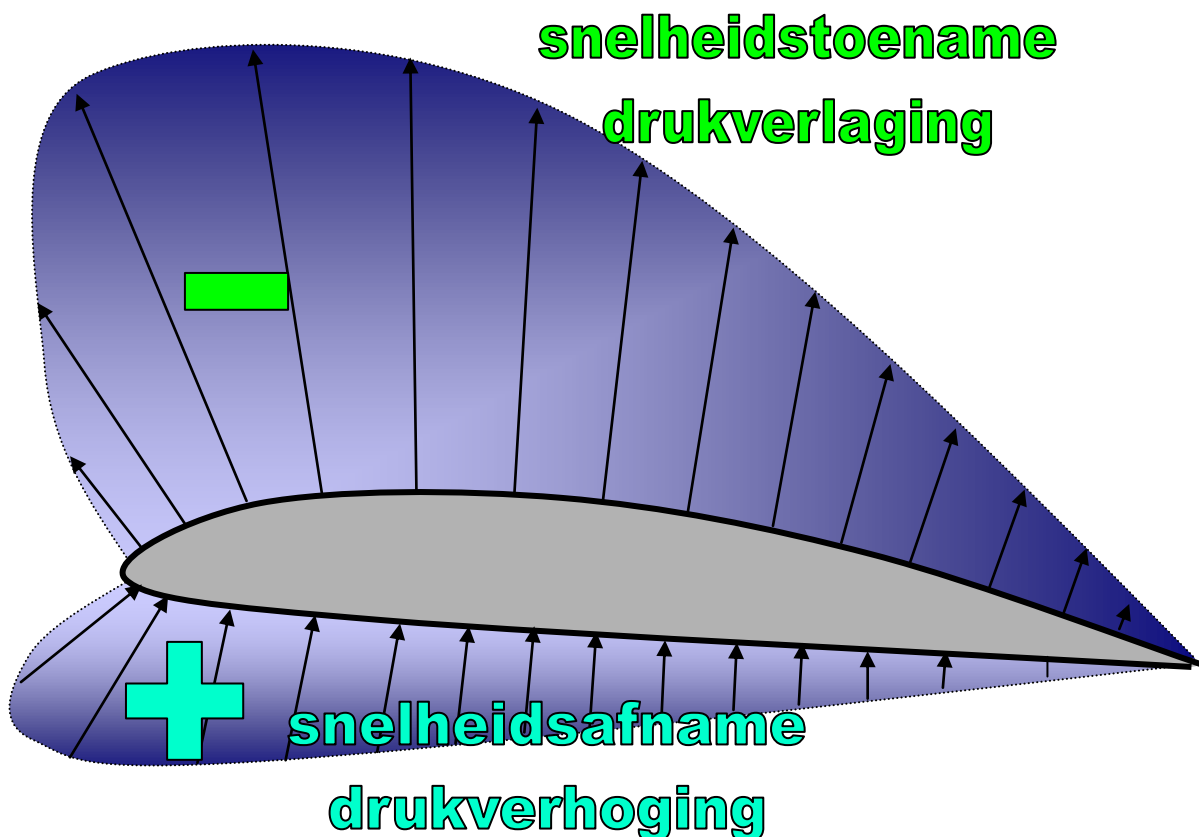
5.1.1.5 overdruk/onderdruk vleugel

Door de afbuiging van de luchtstroming aan de bovenkant van de vleugel zal er daar een versnelling van de stroming plaatsvinden, waardoor daar een onderdruk zal ontstaan. (figuur 4). De statische druk P_2 wordt dus kleiner dan de druk P_1 .



Figuur 4: onderdruk boven een vleugel

Aan de onderkant van de vleugel vertraagt de luchtstroom. Daardoor ontstaat aan de onderzijde een hogere statische druk. Beide drukverschillen samen liggen aan de basis van de draagkracht van de vleugel, waarbij het aandeel van de onderdruk aan de bovenzijde ruim 2/3 van het totaal uitmaakt. Dit is weergegeven in figuur 5.



Figuur 5: overdruk en onderdruk op een vleugel

De draagkracht (L) kan onder formulevorm geschreven worden als:

$$L = 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_L$$

Waarin:

- C_L = draagkrachtcoëfficiënt afhankelijk van de profielvorm en stand van het profiel in de luchtstroming
- ρ = de dichtheid van de lucht
- S = vleugeloppervlak
- V = de snelheid van de ongestoorde luchtstroom

De draagkracht (L) is recht evenredig met de draagkrachtcoëfficiënt, de dichtheid van de lucht, het vleugeloppervlak en het kwadraat de snelheid van de ongestoorde lucht.

5.1.2 Studie van de weerstand (D) van de luchtstroom rondom een voorwerp

In de verklaring van het ontstaan van de onderdruk aan de bovenzijde en overdruk aan de onderzijde werd er van uitgegaan dat de lucht een wrijvingsloos gas is. In werkelijkheid is dit niet zo. Dit geeft dan aanleiding tot het ontstaan van weerstandskrachten welke zich in de stromingsrichting manifesteren.

De weerstand van de een vliegtuig is samengesteld uit:

- Vleugelweerstand
 - Profielweerstand
 - Drukweerstand
 - Wrijvingsweerstand
 - Geïnduceerde weerstand
- Schadelijke weerstand
 - Interferentieweerstand
 - Restweerstand
 - Drukweerstand
 - Wrijvingsweerstand

$$D_{\text{totaal}} = D_{\text{druk}} + D_{\text{wrij}} + D_{\text{geïnd}} + D_{\text{schadelijk}}$$

5.1.2.1 *drukweerstand: oppervlak, dichtheid, snelheid en vorm*

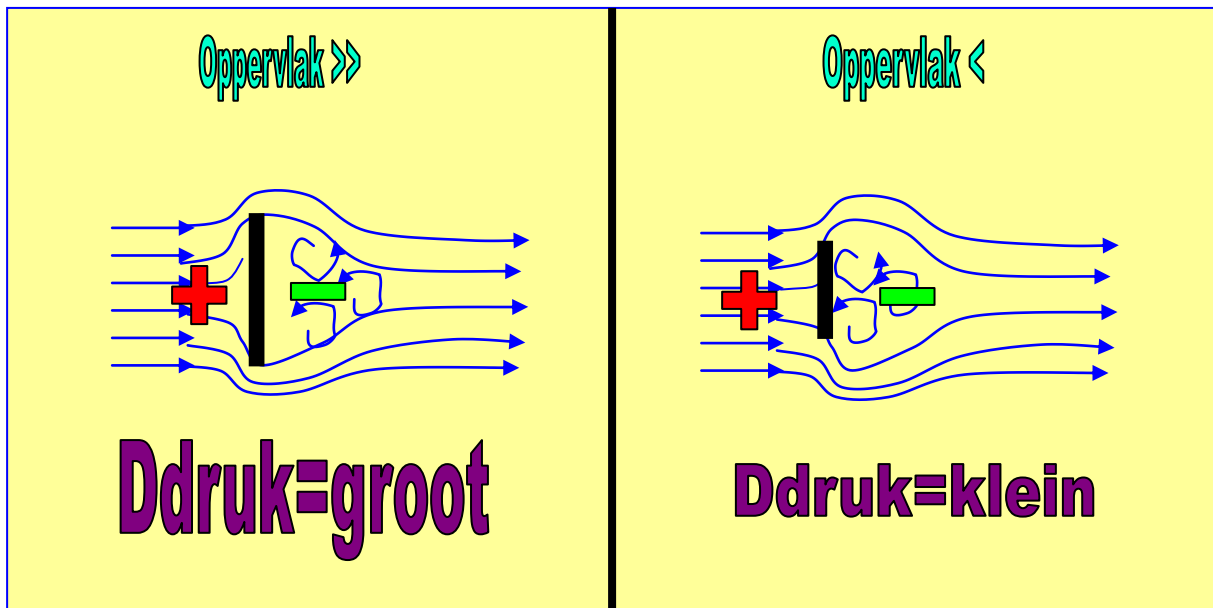
De drukweerstand wordt bepaald door het frontale oppervlak in de luchtstroom, de vorm van het object in de luchtstroom en de snelheid en dichtheid van de luchtstroom. Ze manifesteert zich in de stromingsrichting van de lucht.

$$D_{\text{druk}} = 1/2 \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_{D_{\text{druk}}}$$

- $C_{D_{\text{druk}}}$ = de vormfactor van het object in de luchtstroom
- ρ = de dichtheid van lucht
- S = het referentieoppervlak van het object
- V = de snelheid van de ongestoorde luchtstroom

De drukweerstand is recht evenredig met de vormfactor, de dichtheid van de lucht, de grootte van het referentieoppervlak en het kwadraat van de snelheid van de ongestoorde lucht.

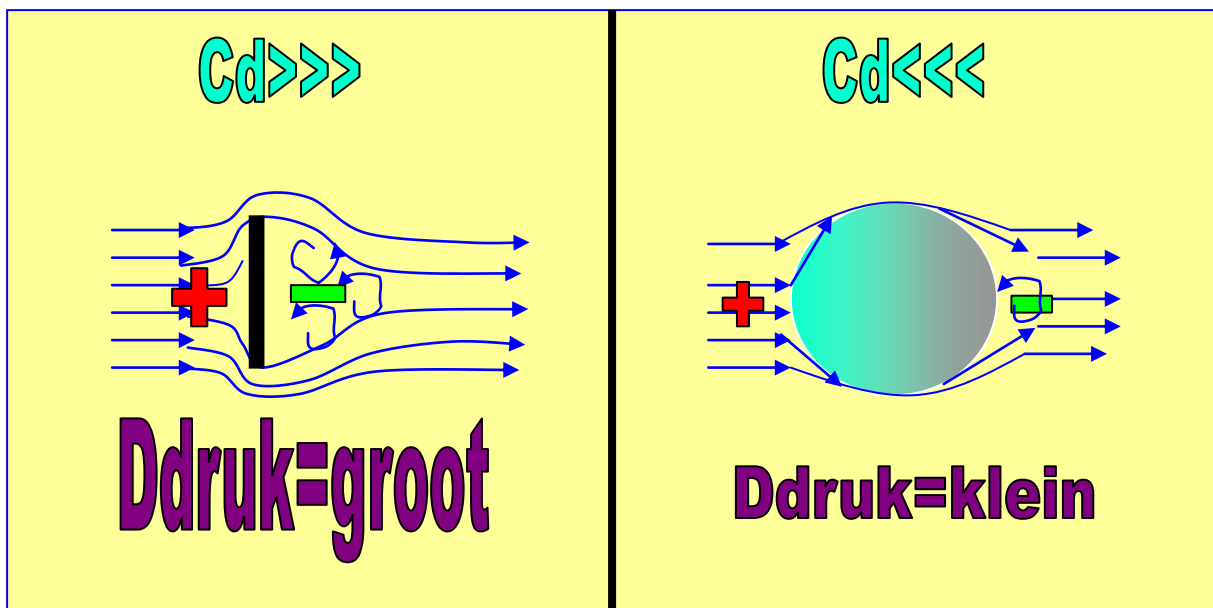
In figuur 6 is de drukweerstand groter waar het referentieoppervlak (hier = het frontale oppervlak) groter is. Een kleiner referentieoppervlak levert een kleinere bijdrage tot de drukweerstand.



Figuur 6: frontaal oppervlak

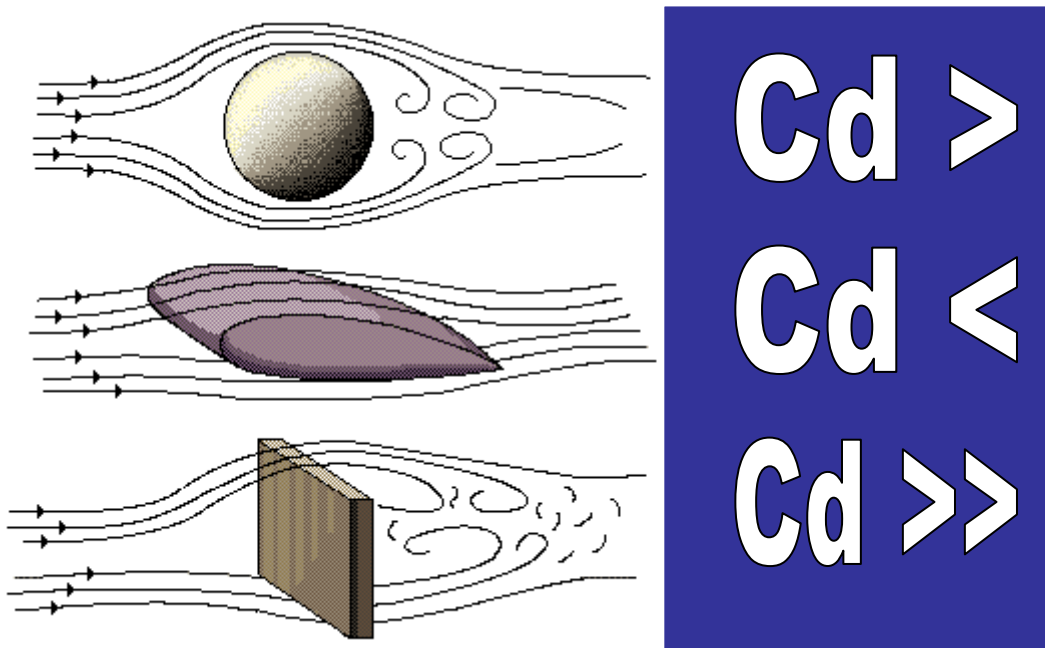
Voor vliegtuigen wordt doorgaans het vleugeloppervlak als referentieoppervlak genomen. De drukweerstand is naast de vorm van het lichaam tevens functie van de stand het lichaam in de luchtstroom. De waarde van C_{druk} geldt enkel voor een bepaald referentieoppervlak en een welbepaalde stand van het lichaam in de luchtstroom.

In figuur 7 is het verschil te zien tussen een frontale plaat in een luchtstroom en een bolvorm. Een meer afgeronde vorm veroorzaakt minder drukweerstand dan een platte vorm in een luchtstroom. De factor die de vorm van een voorwerp bepaalt, is de vormfactor C_d .



Figuur 7: vormfactor

Figuur 8 geeft de relatieve vormfactor weer voor verschillende lichaamsvormen.



Figuur 8: relatieve vormfactor

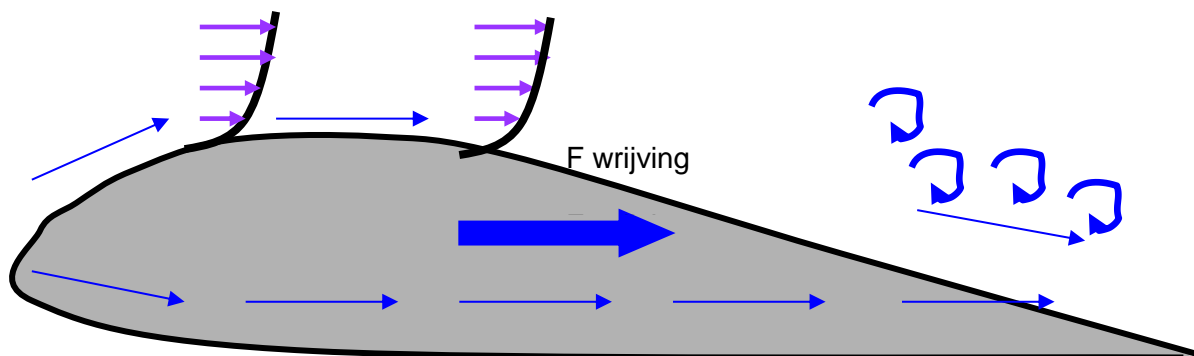
5.1.2.2 **wrijvingsweerstand: ruwheid, densiteit, snelheid van stroming, laminair of turbulent**

De wrijvingsweerstand wordt veroorzaakt door de botsing en wrijving tussen de luchtlagen omwille van het verstoren van de luchtstroom door een object of vleugelprofiel. Deze weerstand manifesteert zich langs het oppervlak in de grenslaag, d.i. de luchtlaag waar de luchtstroom invloed ondervindt van het profiel in de luchtstroom.

Onder formulevorm:

$$D_{wrijving} = 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_{Dwrijv}$$

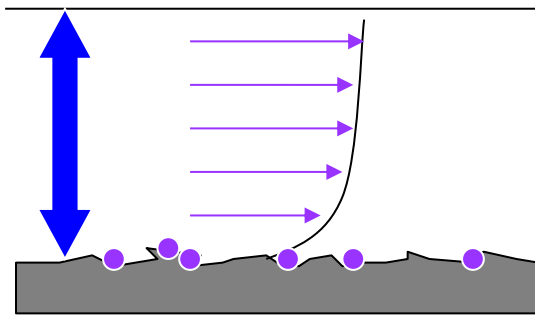
- C_{Dwrijv} = weerstandscoefficiënt afhankelijk van de oppervlakteruwheid en stromingsvorm
- ρ = de dichtheid van lucht
- S = het oppervlak van het object
- V = de snelheid van de ongestoorde luchtstroom



Figuur 9: wrijvingsweerstand

De wrijvingsweerstand is afhankelijk van:

- de ruwheid van het oppervlak



Figuur 10: ruwheid van het oppervlak

Bij een glad oppervlak zullen de luchtmoleculen a.h.w. glijden over het oppervlak. Bij een ruw oppervlak is er meer botsing tussen de luchtmoleculen en het oppervlak waardoor de wrijvingsweerstand zal toenemen, en ook tussen de moleculen onderling, wat de wrijvingsweerstand verhoogt en het omslaan van laminaire naar turbulente stroming bevordert.

- de dichtheid van de lucht

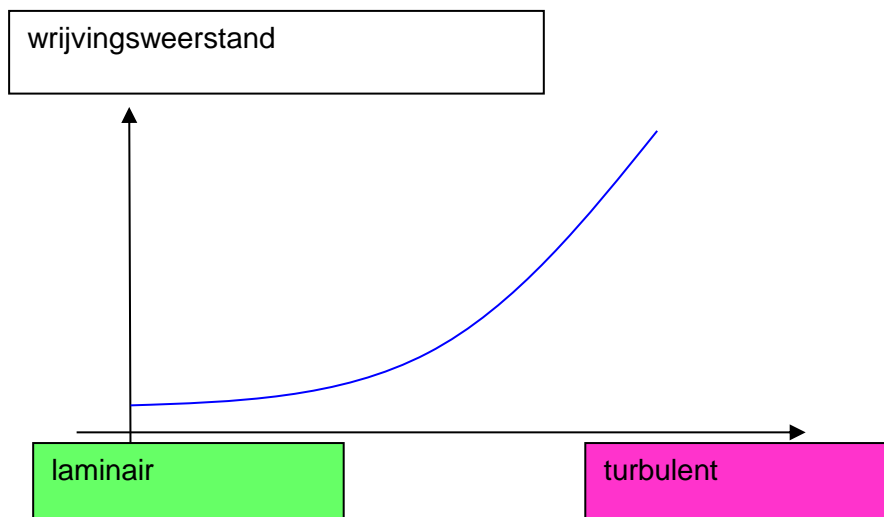
De luchtmoleculen in een laminaire stroming glijden in nagenoeg evenwijdige banen over elkaar zonder onderling te botsen. De weerstand die daarbij ontstaat hangt af van de viscositeit of "stroperigheid" van de lucht, die toeneemt met de dichtheid: hoe meer moleculen per volume-eenheid, hoe groter de wrijvingsweerstand.

- de snelheid

De wrijvingsweerstand is recht evenredig met het kwadraat van de lichtsnelheid.

- het al of niet laminair/turbulent zijn van de stroming.

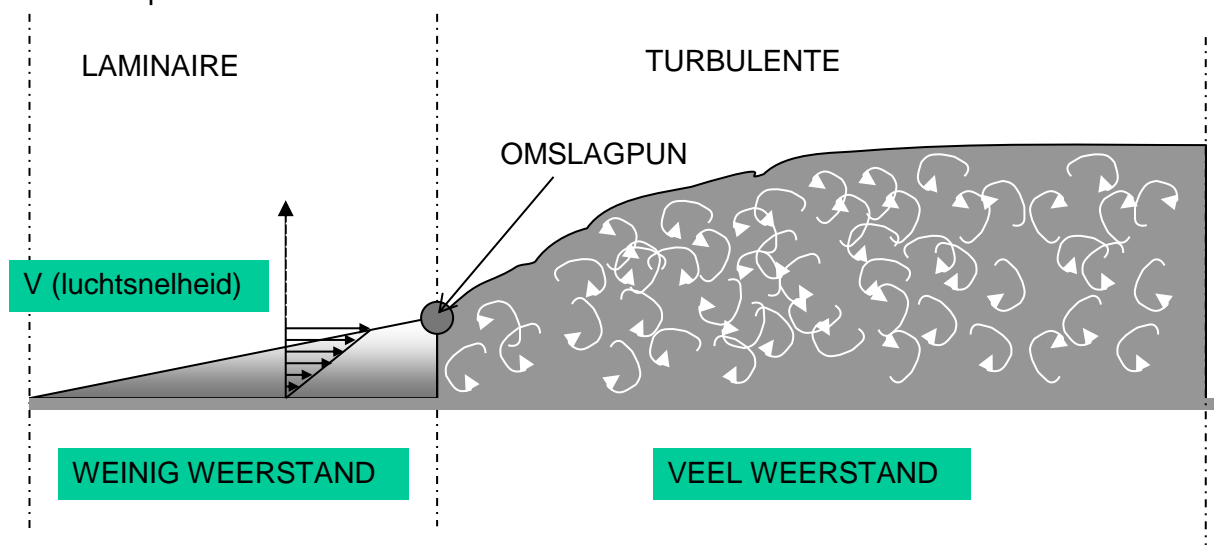
De luchtmoleculen in een laminaire stroming glijden in nagenoeg evenwijdige banen over elkaar zonder onderling te botsen. In een turbulente stroming bewegen de luchtmoleculen onderling botsend kriskras door elkaar. De wrijvingsweerstand is aanzienlijk groter in een turbulente stroming in vergelijking met een laminaire stroming. Dit is in de volgende grafiek weergegeven.



Figuur 11: laminaire en turbulente stroming

Toegepast op een vleugel ziet men dat de luchtstroom laminair is over het voorste gedeelte van de vleugel maar zal veranderen in een turbulente stroming achteraan de vleugel. Het punt waar de laminaire stroming overgaat in een turbulente stroming noemt men het omslagpunt. De ligging van dit punt is onder meer afhankelijk van het type vleugelprofiel, de oppervlaktetoestand van de vleugel en de stand van het profiel in de luchtstroming. Dit is

weergegeven in de onderstaande figuren. De afhankelijkheid van de aanvalshoek wordt verder besproken in 1.3.3.6.



De weerstand bij laminaire stroming is veel kleiner dan deze bij turbulente stroming.

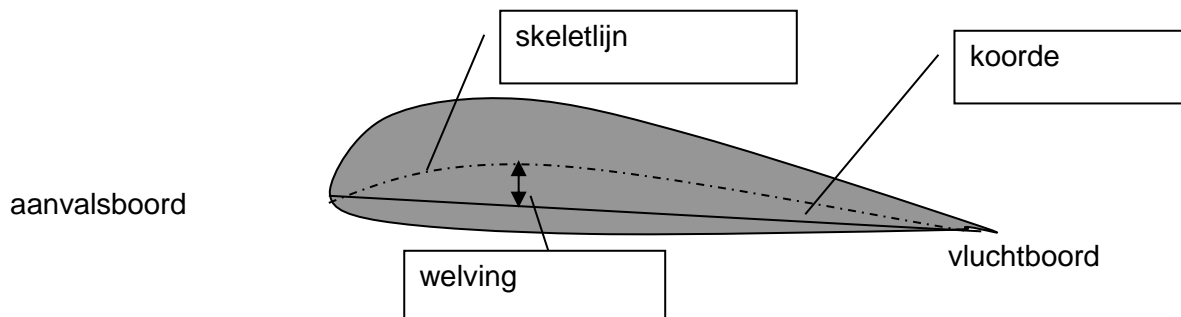
Figuur 12: omslagpunt van laminaire naar turbulente stroming

5.1.3 Toepassing op het vleugelprofiel

5.1.3.1 *definities*

De figuur toont de definities met betrekking tot een vleugelprofiel.

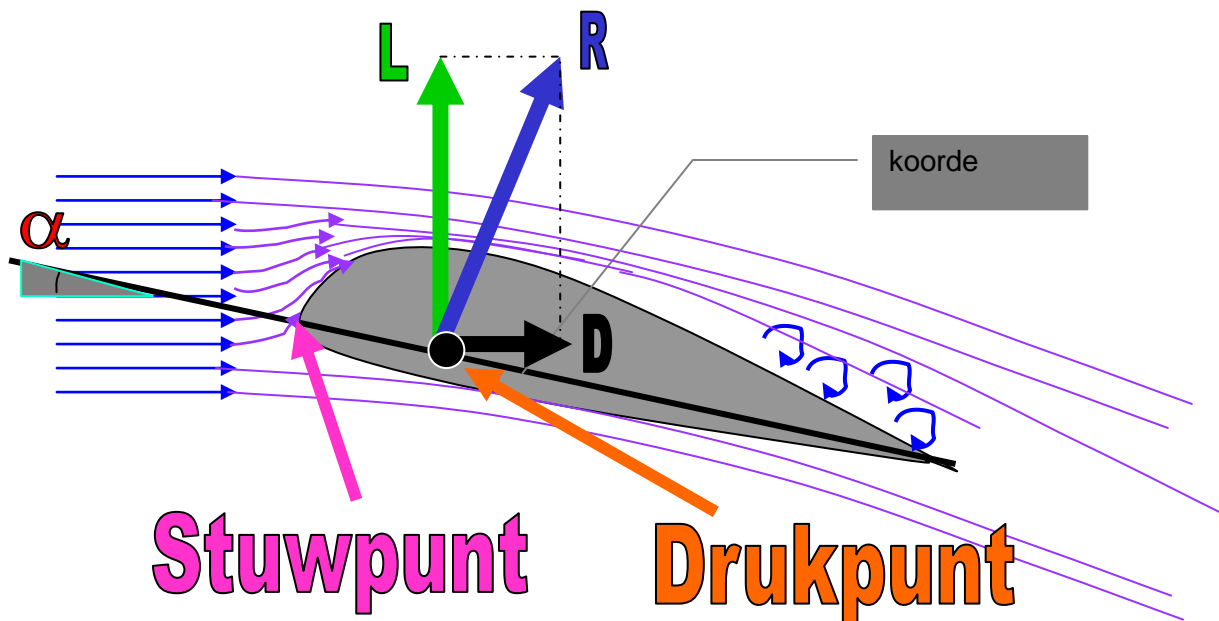
- De **aanvalsboord** is het voorste gedeelte van het vleugelprofiel, dat het eerst de luchtstroom zal splitsen.
- De **vluchtboord** is het achterste gedeelte van het vleugelprofiel, waar de luchtstroom aan de bovenkant van het profiel terug samenkomt met de luchtstroom aan de onderkant van het profiel.
- De **skeletlijn** is de symmetrielij tussen de boven- en onderkant van het profiel.
- De **vleugelkooorde** is de rechte die de aanvalsboord met de vluchtboord verbindt.
- De **welving** is de maximale afstand tussen de skeletlijn en de vleugelkooorde.
-



Figuur 13: definities rond een profiel

5.1.3.2 *aanvalshoek*

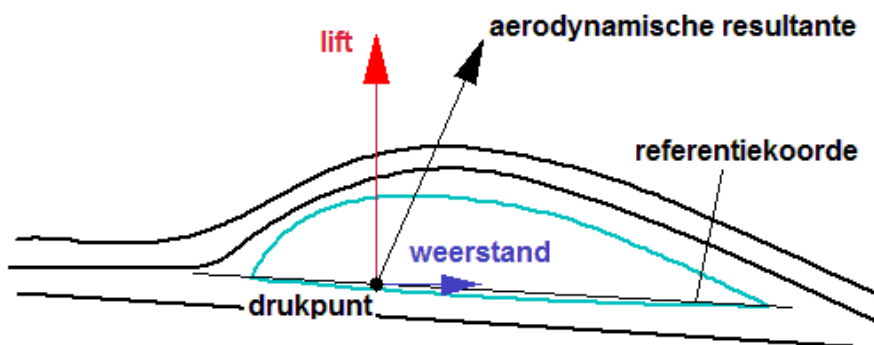
De aanvalshoek is de hoek die de ongestoorde aanstromende lucht maakt met de vleugelkooorde.



Figuur 14: aanvalshoek

5.1.3.3 lift en weerstand - aerodynamische resultante

De drukverdeling over het profiel resulteert samen met de weerstandskrachten ten gevolge van de viscositeit van de lucht in een opwaartse en stroomafwaarts hellende kracht, de **aerodynamische resultante** (R). Deze kracht kan ontbonden worden in een omhoog gerichte kracht loodrecht op de stromingsrichting van de ongestoorde lucht, de **draagkracht** (L) en een kracht stroomafwaarts en evenwijdig aan de stroming van de lucht gericht, de **weerstand** (D). De weerstand (D) bestaat uit en is de som van de wrijvings- en drukweerstand.



Figuur 15: aerodynamische resultante

5.1.3.4 drukpunt

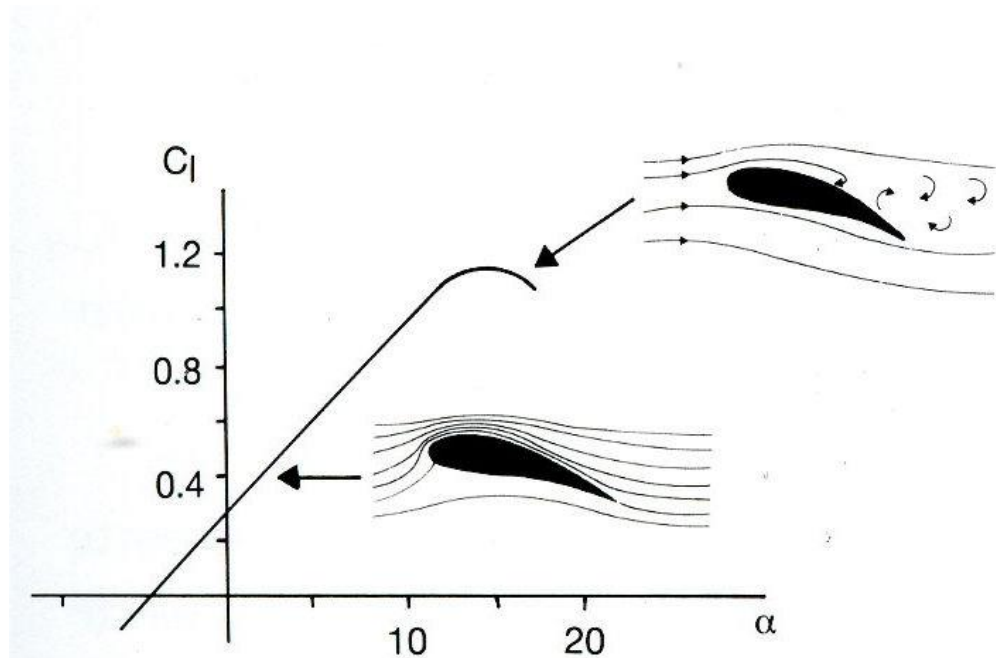
Het drukpunt is de plaats waar de lift, weerstand en aerodynamische resultante aangrijpen en is gelegen op snijpunt van de werkingslijn van R en de vleugelkoorde. Dit is ook weergegeven in figuur 15.

5.1.3.5 variatie van draagkracht met aanvalshoek

De lift is net zoals de weerstand afhankelijk van een aantal factoren:

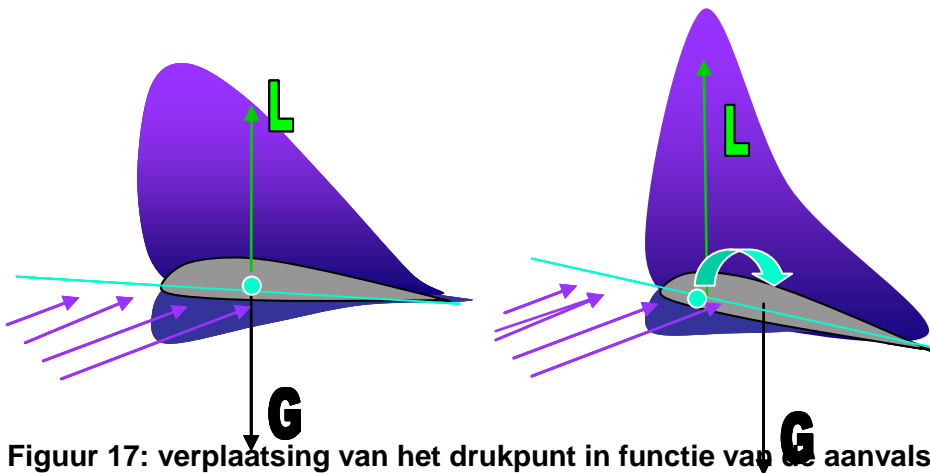
$$L = 1/2 C_L \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$$

- De liftcoëfficiënt (C_L), die varieert in functie van de aanvalshoek
- De grootte van het vleugeloppervlak (S)
- De dichtheid van de lucht (ρ)
- De snelheid (V)



Figuur 16: verandering van de liftcoëfficiënt in functie van de aanvalshoek

Naarmate de aanvalshoek toeneemt, neemt de draagkracht toe terwijl het drukpunt naar voor verschuift (figuur 17).

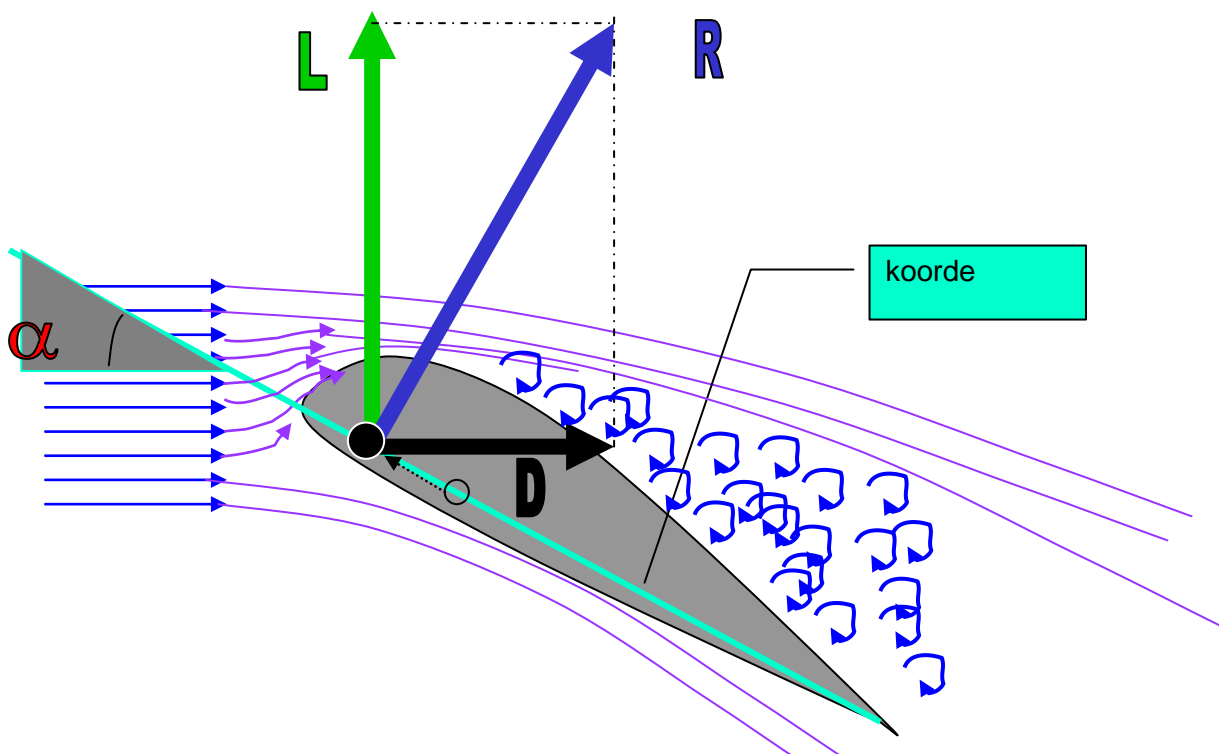


Figuur 17: verplaatsing van het drukpunt in functie van de aanvalshoek

Het naar voor verschuiven van het drukpunt is het gevolg van het meer turbulent worden van de stroming rond de vleugel, wat achteraan begint en naar voor propageert naarmate de aanvalshoek groter wordt. Dit wil zeggen dat de resulterende liftcomponent steeds meer naar voren zal verschuiven. Daar het gewicht in het zwaartepunt van het vliegtuig blijft aangrijpen, ontstaat er een moment dat tracht de aanvalshoek te vergroten zoals in de figuur is aangegeven.

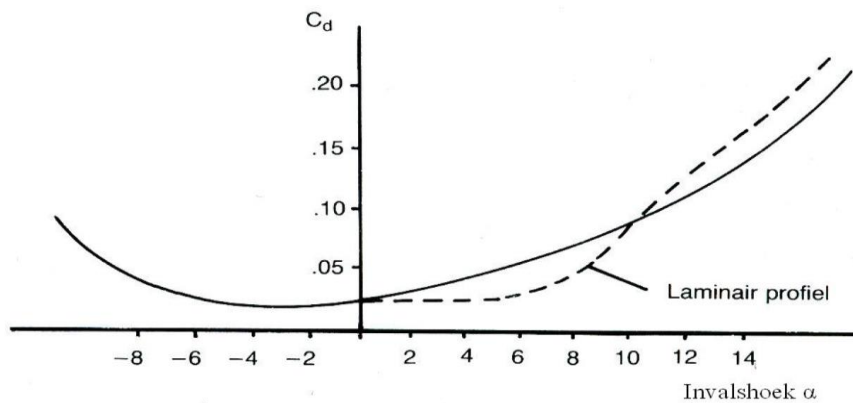
5.1.3.6 *variatie van weerstand met aanvalshoek*

De weerstand zal eveneens toenemen bij een toenemende aanvalshoek. Dit ten gevolge van het vergroten van het frontale oppervlak (drukweerstand), het loslaten van de luchtstroom van het vleugeloppervlak en het veranderen van een laminaire naar turbulente luchtstroom op die plaats. Dit zorgt voor een toename van de wrijvingsweerstand.



Figuur 18: vergroten van de aanvalshoek

De som van de druk en wrijvingsweerstand, profielweerstand genoemd, varieert met de aanvalshoek zoals aangeduid in figuur 19:



Figuur 19: verandering van de profielweerstand in functie van de aanvalshoek

5.1.3.7 *overtrekken*

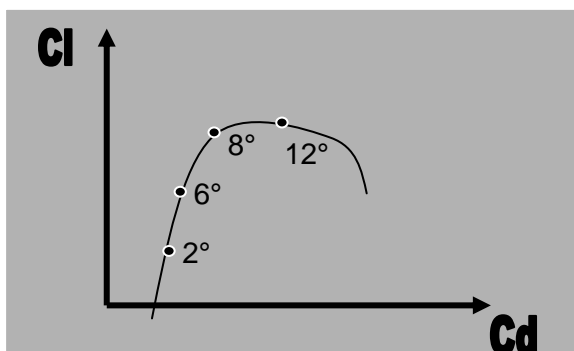
Het overtrekken van een toestel wordt bepaald door het bereiken van de **kritische aanvalshoek** van een profiel. Bij die aanvalshoek kan de luchtstroom het profiel niet meer volgen en zal loslaten, resulterend in een plotse afname van de lift. Bij het overtrekken is de weerstand eveneens zeer groot omwille van het grote frontale oppervlak dat de vleugel vormt in de aanstromende lucht en van de turbulente stroming rond het vleugelprofiel.

Het toestel zal een neuslastig moment ondervinden door het wegvallen van de lift en bijgevolg terug snelheid winnen indien het zwaartepunt voldoende naar voor ligt.

De grootte van de kritische aanvalshoek is nagenoeg onafhankelijk van het type profiel, maar kan bij elke snelheid bereikt worden, afhankelijk van de belastingsfactor. Wat men doorgaans “overtreksnelheid” noemt, is feitelijk de overtreksnelheid bij 1 G (belastingsfactor 1).

5.1.3.8 *polairdiagram*

Zet men, voor elke aanvalshoek, de liftcoëfficiënt C_L uit tegen de weerstandscoefficiënt C_d , dan krijgt men de grafische voorstelling zoals in figuur 20. Deze grafische voorstelling wordt het polairdiagram genoemd.



Deze grafiek toont aan dat de lift een bepaald maximum heeft terwijl de weerstand blijft toenemen.

De kritische aanvalshoek is bij zweefvliegtuigen nagenoeg 12°.

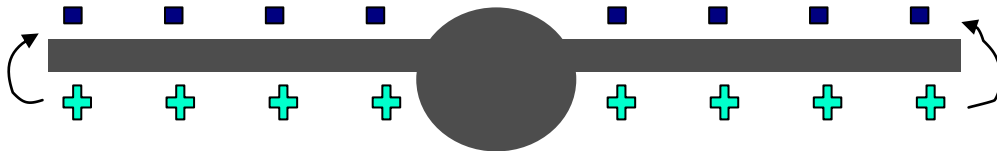
Figuur 20: polairdiagram

5.1.3.9 *geïnduceerde weerstand*

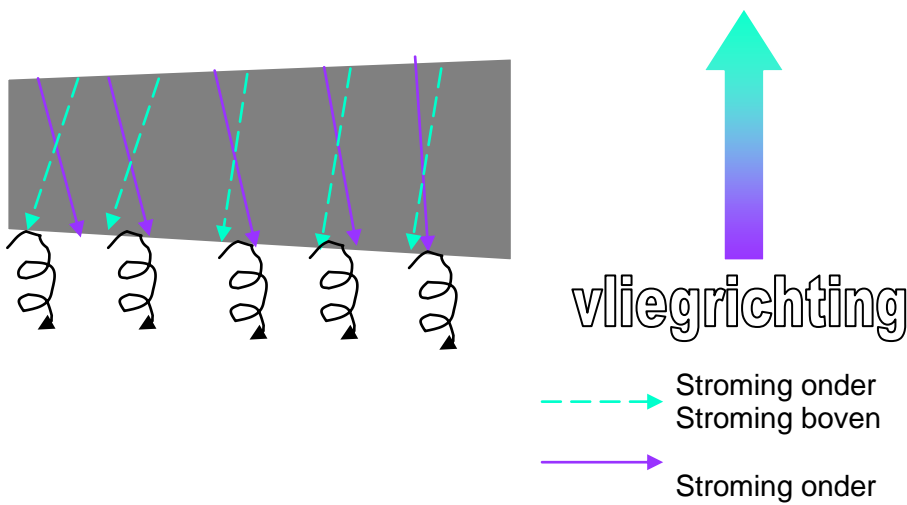
Geïnduceerde weerstand wordt veroorzaakt door het weglekken van het drukverschil tussen boven en onderzijde van het vleugelprofiel.

Aan de vleugeltippen kan de overdruk naar de heersende onderdruk boven de vleugel weglekken. Dit weglekken zorgt voor een stroming naar buiten toe aan de onderzijde van de vleugel en een stroming naar binnen toe aan de bovenzijde van de vleugel.

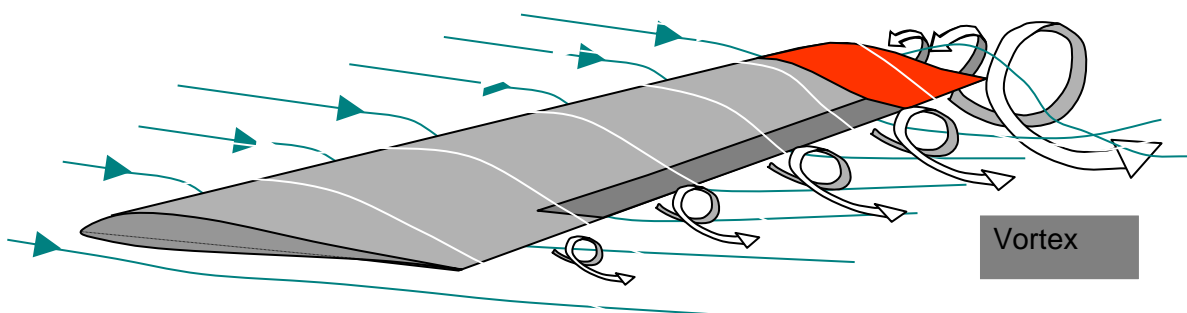
Deze stromingen zorgen aan de achterzijde van de vleugel voor een draaiende beweging van de luchtstroom die aan de tippen het sterkst is. Daar ontstaat een tipwervel of vortex. De energie die verbruikt wordt voor de vorming van de tipwervel geeft de geïnduceerde weerstand.



Figuur 21: ontstaan van de geïnduceerde weerstand



Figuur 22: richtingverandering van luchtstroom aan onder- en bovenzijde vleugel



Figuur 23: ontstaan van de tipwervel of vortex

Deze vortex is soms visueel waar te nemen aan de tippen van de vleugels of de hoeken van de welvingskleppen als het condensatieniveau van de lucht er wordt bereikt, zoals in de onderstaande figuur.



Figuur 24: visueel herkennen van een vortex

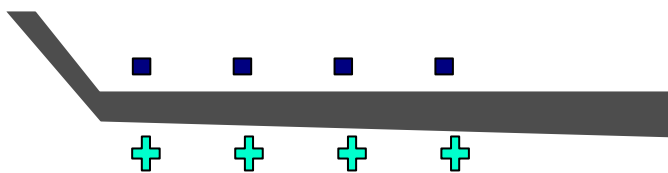
Hoe langer de vleugel, hoe kleiner de vortex en hoe kleiner ook de geïnduceerde weerstand is. Dit komt doordat de luchtstroom meer afstand zal moeten afleggen om weg te lekken tussen de onderkant en bovenkant van het vleugelprofiel.

Hoe tapser de vleugel en hoe smaller de vleugeltip, hoe minder plaats er is voor de lucht om weg te lekken tussen de onder- en bovenkant van de vleugel. De factor kenmerkend voor deze eigenschap is de vleugelslankheid.

$$\text{Slankheid} = \frac{\text{spanwijdte}}{\text{gemiddeldekoorde}}$$

Men tracht voor zweefvliegtuigen een zo groot mogelijke slankheid te verkrijgen. Dit kan men door de gemiddelde vleugelbreedte te verkleinen en de spanwijdte te vergroten.

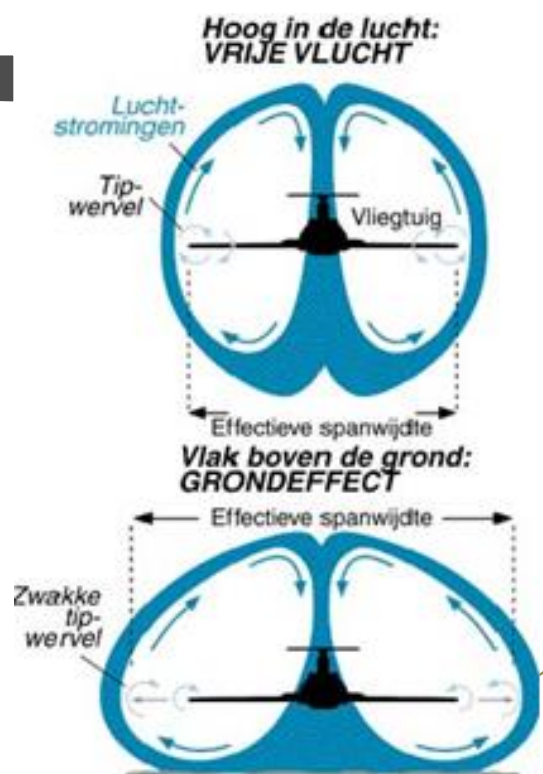
De geïnduceerde weerstand kan ook verkleind worden door gebruik van winglets. Hierdoor wordt het weglekken van drukverschil tussen de bovenzijde en onderzijde van de vleugel belemmerd. Een winglet is meestal ook zo ontworpen dat hij een liftcomponent ontwikkelt die naar voren is gericht.



Figuur 25: principe van de winglet

De winglet zal er voor zorgen dat de vortex verkleint t.o.v. een vleugel zonder winglet.

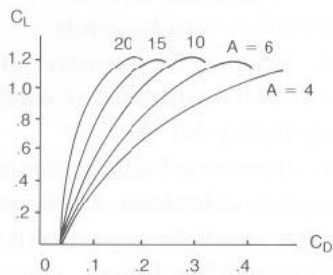
De vortex zal dicht bij de grond belemmerd worden daar hij zich niet volledig kan ontwikkelen. Daar de vortex of tipwervel zich niet ten volle kan ontwikkelen, zal de geïnduceerde weerstand dicht bij de grond dalen ten opzichte van een vlucht in de vrije lucht. Dit is een van de voornaamste componenten van wat men "grondeffect" noemt. De figuur 26 geeft dit grafisch weer.



Daarnaast is er ook nog de neerwaartse luchtstroom achteraan de vleugel die bijdraagt aan het grondeffect. En vooral bij lage vleugels ontstaat er ook een “luchtkusseneffect” dicht bij de grond. Dit alles resulteert samen met de vermindering van de geïnduceerde weerstand in een beter glijgetal. Zo kan men in grondeffect meer afstand afleggen met de beschikbare energie. Dit zet bepaalde wedstrijdpiloten ertoe aan hun eindaanvlucht naar de aankomstlijn in grondeffect uit te voeren. Berekeningen wijzen echter uit dat het voorafgaande aanduiken met oversnelheid tot in grondeffect meer energie verbruikt dan men in grondeffect kan uitsparen.

Figuur 26: geïnduceerde weerstand in vrije vlucht en vlak boven de grond

5.1.3.10 vleugelpolaire



Naar analogie met de polaire van het vleugelprofiel kunnen de liftcoëfficiënt C_L en weerstandscoëfficiënt C_D van de totale vleugel tegen elkaar worden uitgezet. In figuur 27 is voor een aantal vleugelslankheden de vleugelpolaire getekend. De maximale waarde van de verhouding C_L/C_D , een parameter die van groot belang is voor de vliegtuigprestaties, blijkt sterk afhankelijk te zijn van de slankheid.

Figuur 27: vleugelpolaires

5.1.3.11 totale weerstand

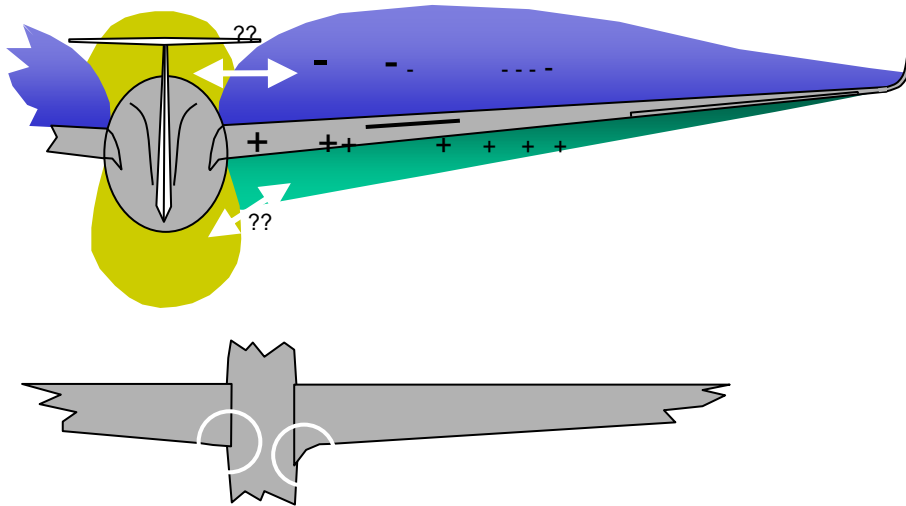
De totale weerstand van de een vliegtuig is dus samengesteld uit:

- Vleugelweerstand
 - Profielweerstand
 - Drukweerstand
 - Wrijvingsweerstand
 - Geïnduceerde weerstand
- Schadelijke weerstand
 - Interferentieweerstand
 - Restweerstand
 - Drukweerstand
 - Wrijvingsweerstand

$$D_{\text{totaal}} = D_{\text{druk}} + D_{\text{wrij}} + D_{\text{geïnd}} + D_{\text{schadelijk}}$$

De componenten van de vleugelweerstand werden hoger uitgelegd.

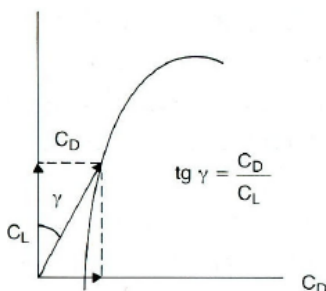
De **interferentieweerstand** is de extra weerstand opgewekt door de onderlinge beïnvloeding van de luchtstromen rond romp, vleugels en andere onderdelen aan het vliegtuig, op de plaats waar die elkaar raken. Om deze weerstand zo klein mogelijk te houden, moeten die overgangen aerodynamisch zo perfect mogelijk zijn. Omdat lekken bij de overgangen de stroming en bijgevolg de interferentieweerstand bijzonder negatief beïnvloeden, moeten we die overgangen ook zorgvuldig afplakken.



Figuur 28: interferentieweerstand

De **restweerstand** bestaat uit de druk- en wrijvingsweerstand van alle onderdelen van het vliegtuig buiten de vleugels.

5.1.3.12 vliegtuigpolaire



Naar analogie met de vleugelpolaire kunnen we een polaire voor het ganse vliegtuig opstellen. De **vliegtuigpolaire** wordt ook **vliegtuigkarakteristiek** genoemd. Deze polaire geeft voor elke aanvalshoek de overeenkomstige C_L en C_d . De aanvalshoek om met de beste (= kleinste) C_d / C_L verhouding te vliegen wordt gevonden in het raakpunt van de raaklijn getrokken vanuit de oorsprong. Elk ander punt op de polaire heeft een grotere C_d / C_L verhouding.

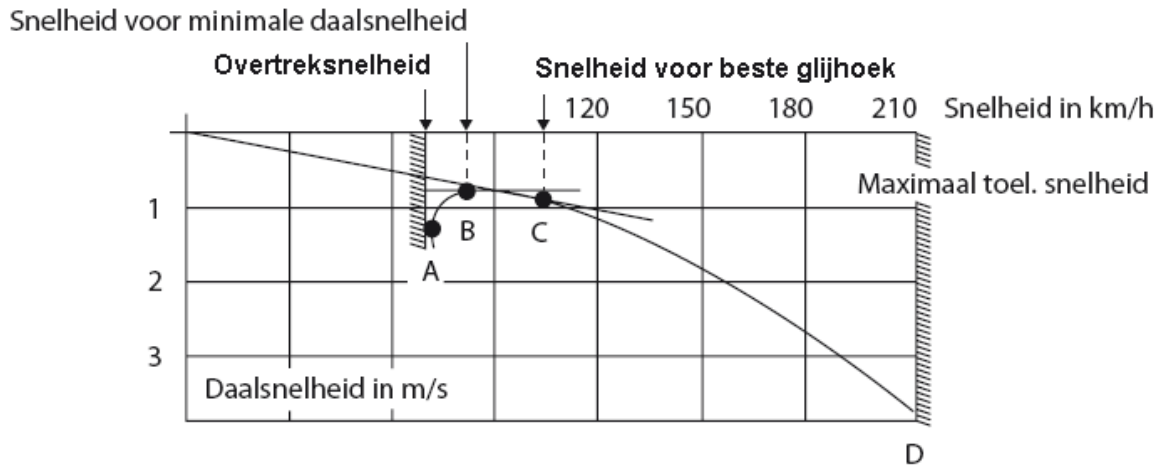
Figuur 29: vliegtuigpolaire

Vertrekkende van de vliegtuigkarakteristiek en het gewicht G kan men voor elke aanvalshoek de bijbehorende snelheid en daalsnelheid berekenen. Zo kan men voor elk vliegtuig een **snelheidspolaire** tekenen, die de verhouding geeft van voorwaartse snelheid t.o.v. daalsnelheid of van lift t.o.v. totale weerstand van het toestel, bij een welbepaald gewicht, in stationaire rechtlijnige vlucht en rustige lucht. Uit deze polaire kan men dan de prestaties van het vliegtuig aflezen.

Gelukkig hoeven we de snelheidspolaire zelf niet te berekenen, ze wordt doorgaans door de fabrikant van het zweefvliegtuig ter beschikking gesteld (jammer genoeg is dit bij de recente Duitse toestellen niet steeds het geval!).

Voor de leesbaarheid wordt de voorwaartse snelheid aangegeven in km/h en de daalsnelheid in m/sec. De hoek gevormd door de x-as en een rechte vanuit de oorsprong naar een willekeurig punt op de polaire is een maat voor de glijhoek. Deze hoek zou exact de glijhoek zijn indien voorwaartse snelheid en daalsnelheid in dezelfde eenheid zouden zijn uitgedrukt. Maar de glijhoeken bij zweefvliegtuigen zijn in de praktijk zeer klein, doorgaans $< 3^\circ$. Bij een glijgetal van 30 is de glijhoek 1,91. Een dergelijke polaire tekenen zou dus hoogst onpraktisch zijn.

Gemakkelijk af te lezen op de snelheidspolaire zijn de overtreksnelheid, de snelheid voor geringste dalen, en de snelheid voor beste glijhoek.



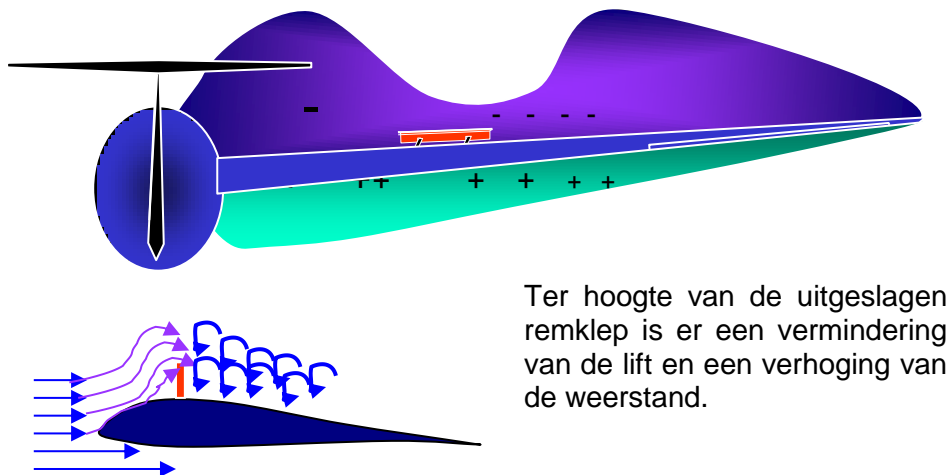
Figuur 30: snelheidspolaire

Door de constructeurs gepubliceerde snelheidspolaires zijn doorgaans berekend en niet proefondervindelijk vastgesteld. Daarom vallen ze ook vaak optimistisch uit.

5.1.3.13 remkleppen

Er bestaan een aantal middelen om de configuratie van een vliegtuig te veranderen. Deze worden gebruikt om de prestaties van het vliegtuig op een gecontroleerde manier te beïnvloeden. Enkele voorbeelden zijn: remkleppen, welvingskleppen (flaps) en neusspleten (slats). Deze hulpmiddelen vergroten de weerstand of beïnvloeden de draagkracht. Dit laat toe om met een steilere dalhoek en/of lagere snelheid te kunnen landen.

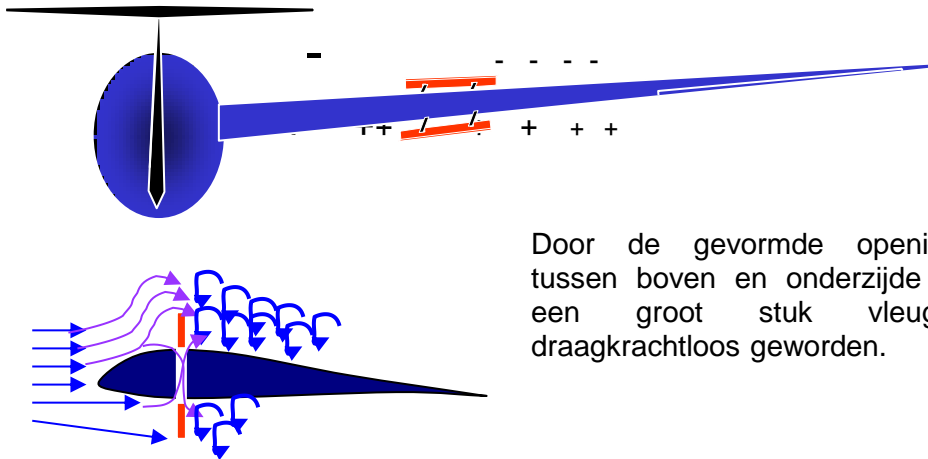
Bij zweefvliegtuigen vindt men meestal remkleppen terug die toelaten precisielandingen uit te voeren.



Ter hoogte van de uitgeslagen remklep is er een vermindering van de lift en een verhoging van de weerstand.

Figuur 31: enkelvoudige remkleppen

Oudere toestellen hebben soms remkleppen boven en onder de vleugel, met een verbindingsspleet. Hierdoor ontstaat een enorme liftvermindering en is een zeer steile aanvlucht mogelijk. Deze kleppen zijn echter moeilijk luchtdicht af te sluiten. Lekkende kleppen veroorzaken schadelijke weerstand ook als ze dicht zijn.



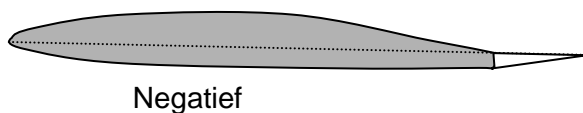
Door de gevormde opening tussen boven en onderzijde is een groot stuk vleugel draagkrachtloos geworden.

Figuur 32: dubbele remkleppen met verbindingsspleet

5.1.3.14 *welvingkleppen (flaps)*

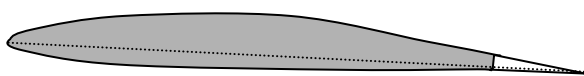
Welvingkleppen vindt men zowel terug bij zweefvliegtuigen als motorvliegtuigen en ze komen voor in verschillende vormen. De meest gangbare in de zweefvliegerij scharnieren gewoon rond hun aanvalsboord.

Welvingkleppen worden bij zweefvliegtuigen ingezet om, positief ingesteld (kleppen naar beneden, vandaar grotere vleugelwelving, dus meer lift maar ook meer weerstand), bij lagere snelheden te kunnen thermieken en landen. Maar zij kunnen ook negatief ingesteld worden (kleppen naar omhoog, minder vleugelwelving, minder lift maar ook minder weerstand) om de snelheid van beste glijhoek te verhogen. Figuur 31 geeft aan welke posities een welvingklep kan aannemen en wat het toepassingsgebied is.



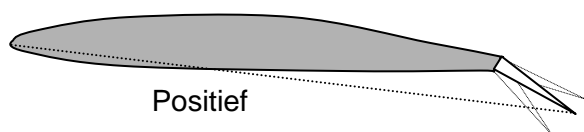
Negatief

Weinig weerstand maar er moet sneller gevlogen worden om dezelfde lift op te wekken: Men past dit dus toe bij het doorsteken of de eindaanvlucht



Neutraal

Wordt gebruikt rond de snelheid voor maximum glijgetal

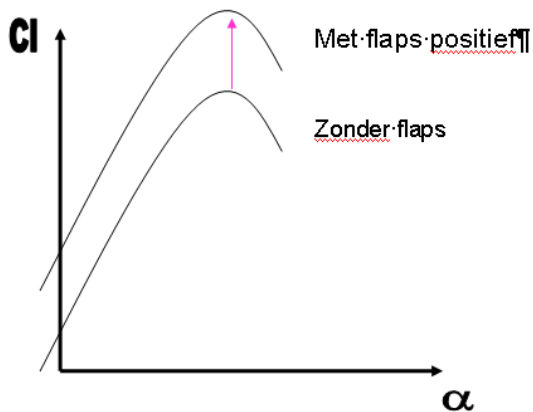


Positief

Meer weerstand maar er kan traag gevlogen worden – in thermiek of bij de landing

Figuur 33: welvingkleppen (flaps)

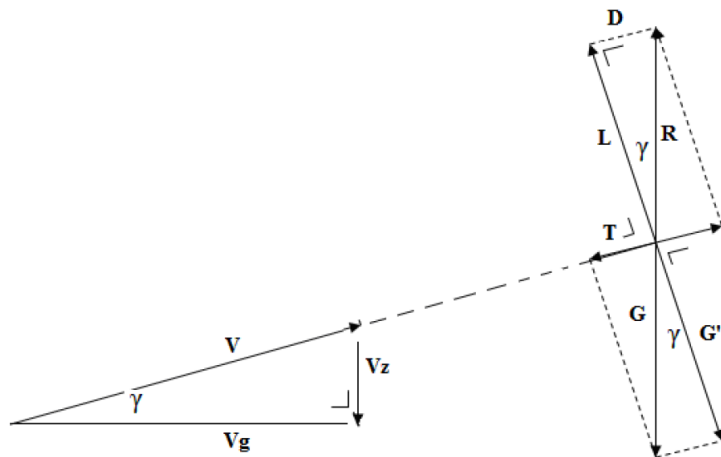
Het effect van wel kan in de grafiek van de liftcoëfficiënt weergegeven worden.



Figuur 34: liftcoëfficiënt in functie van flapstand

Een bijkomend voordeel van welvingkleppen is dat zij toelaten de snelheid van het zweefvliegtuig te wijzigen zonder grote veranderingen van de standhoek, zodat de romp gunstig omstroomd blijft en niet te veel weerstand veroorzaakt bij hoge snelheden.

5.1.4 Glijgetal



Figuur 35: glijgetal

In het voorgaande hebben we gezien dat de aerodynamische resultante R kan ontbonden worden in een kracht L loodrecht op de stromingsrichting van de lucht en een kracht D evenwijdig aan de stromingsrichting. Bij een motorvliegtuig wordt de kracht D gecompenseerd door de trekkracht van de schroef. Bij een zweefvliegtuig wordt deze trekkracht bekomen door onder een hoek γ naar de grond toe te glijden. Het gewicht G kan dan ontbonden worden in een kracht G' loodrecht op de stromingsrichting en een kracht T evenwijdig met de stromingsrichting. In een stationaire rechtlijnige vlucht zullen de volgende krachten met elkaar in evenwicht zijn:

$L = G'$ en $D = T$

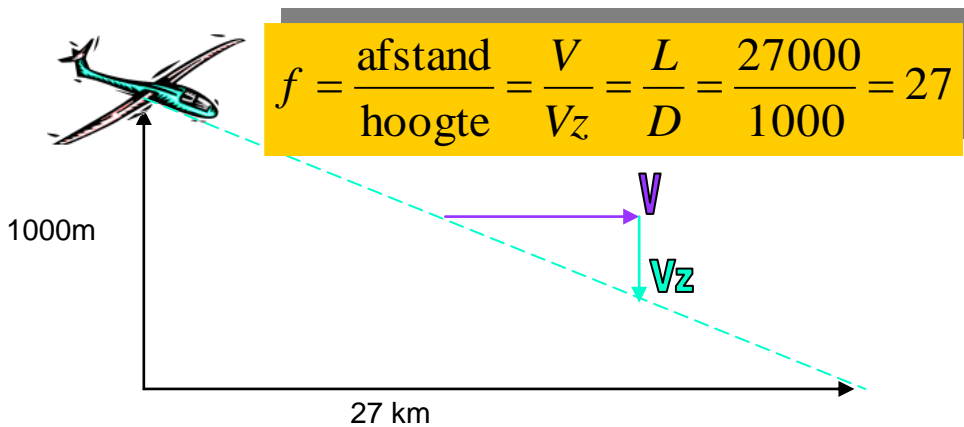
De baan van het vliegtuig valt samen met de richting van de ongestoorde luchtstroming. De hoek γ tussen de vliegbaan en de aarde noemt met de baanhoek of glijhoek. Merk op dat

deze hoek gelijk is aan de hoek tussen L en R en tussen G en G'. Vandaar dat we kunnen stellen dat:

$$Tg \gamma = V_z/V_g = D/L = C_D/C_L$$

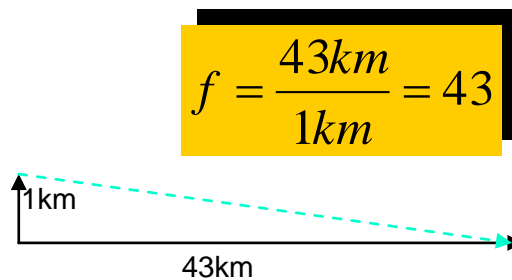
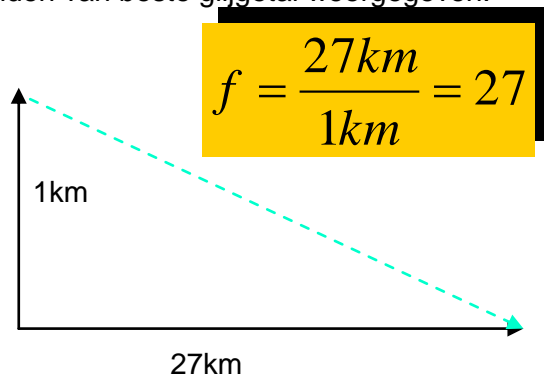
Waarin V_g de grondsnelheid (zonder wind) en V_z de daalsnelheid.

Het glijgetal is het omgekeerde van de glijhoek: bij een glijhoek van 1/30 heeft men een glijgetal 30. Het is de afstand in meter die men per meter hoogteverlies kan vliegen. Hoe groter dit getal, des te verder het toestel kan vliegen met een bepaalde hoogte. Voortbouwend op de glijhoek kan men dus het glijgetal bepalen als de verhouding tussen de lift en de weerstand of de voorwaartse snelheid en de daalsnelheid of de afgelegde afstand en het hoogteverlies..



Figuur 36: glijgetal

In onderstaande figuur zijn enkele voorbeelden van beste glijgetal weergegeven.

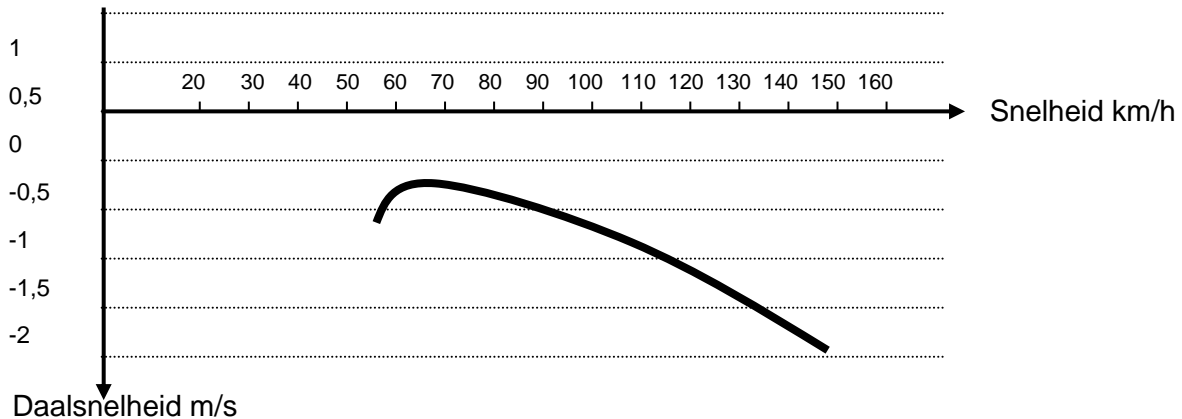


Figuur 37: beste glijgetal van ASK 13 en DG 100

5.1.5 Opstellen van de snelheidspolaire

5.1.5.1 x- en y-as, eenheden (m/s, km/h)

De X-as van de snelheidspolaire stelt de snelheid van het vliegtuig voor in km/h. De verticale of Y-as stelt de daalsnelheid voor in m/s.



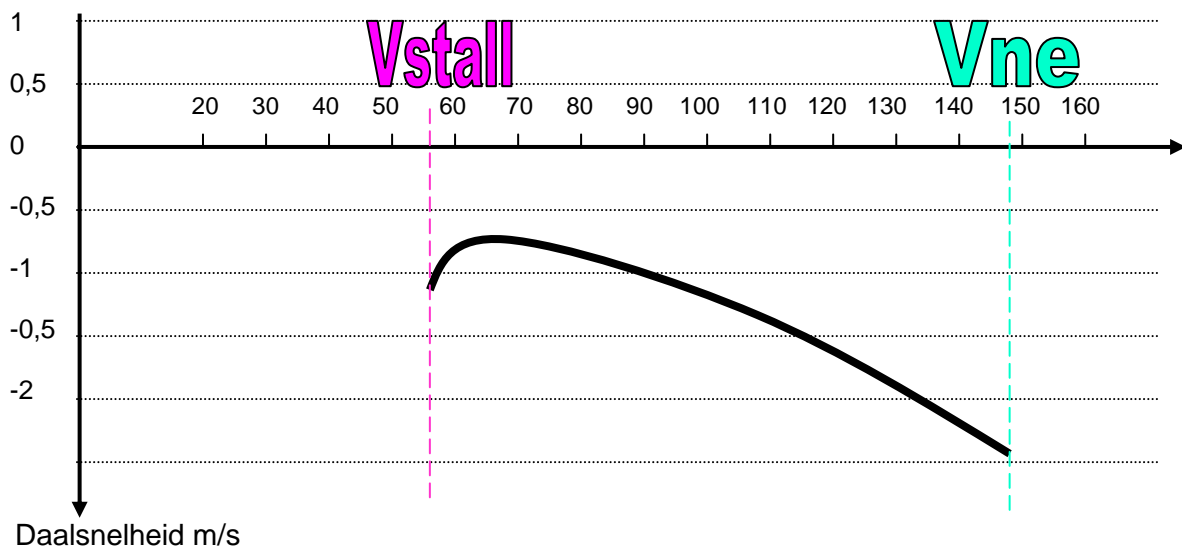
Figuur 38: de snelheidspolaire

5.1.5.2 belangrijke punten op de snelheidspolaire

De **overtreksnelheid** (bij 1 G) V_s (stall) kan men aflezen als het meest linkse punt op de polaire.

De **maximumsnelheid** van het vliegtuig of V_{ne} (never exceed) kan men aflezen als het meest rechtse punt op de polaire. Deze mag nooit overschreden worden.

De **snelheid voor minimum dalen** wordt bekomen door een horizontale raaklijn aan de polaire te nemen.



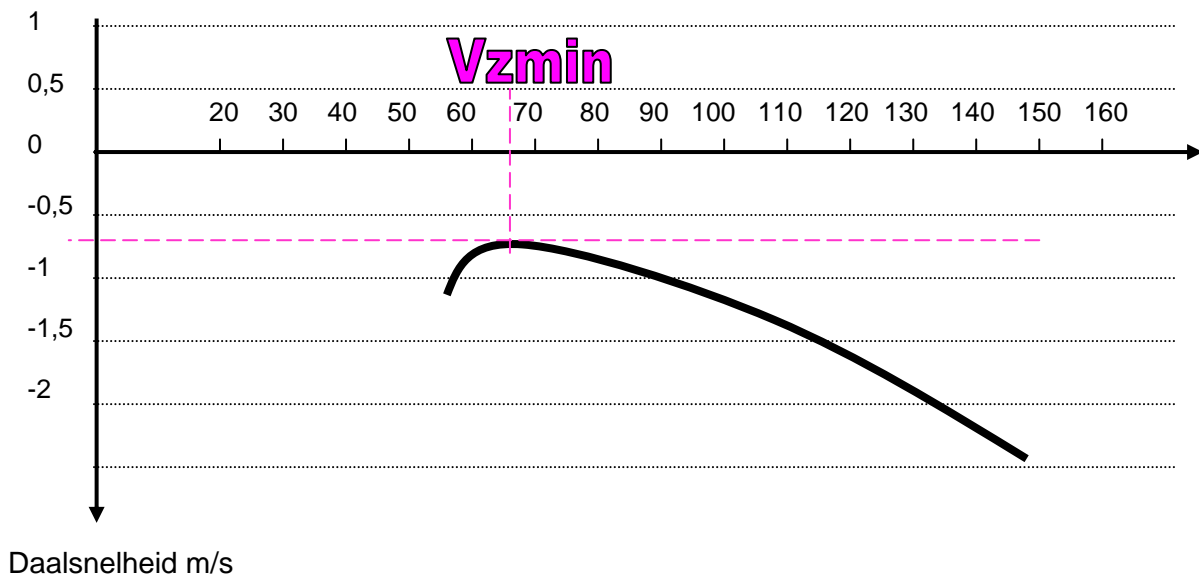
Figuur 39: minimum en maximumsnelheid

5.1.6 Berekening van het glijgetal ten opzichte van de lucht

Het glijgetal is de verhouding tussen de afgelegde afstand en het hoogteverlies. In een onbeweeglijke luchtmassa varieert het glijgetal in functie van de snelheid van het zweefvliegtuig. Het glijgetal t.o.v. de grond wordt beïnvloed door elke verticale of horizontale beweging van de luchtmassa.

5.1.6.1 berekening van het glijgetal bij verschillende snelheden

Nemen we de snelheid voor minimum daalsnelheid = 68 km/h. Zij gaat gepaard met een daalsnelheid V_{zmin} van 0,7 m/s. Met deze snelheid kan men het langst in de lucht blijven, maar niet het verst vliegen. Het glijgetal in geval van vliegen met minimum daalsnelheid is 26, wat men bekomt door onderstaande formule.



Figuur 40: vliegen met minimum dalen

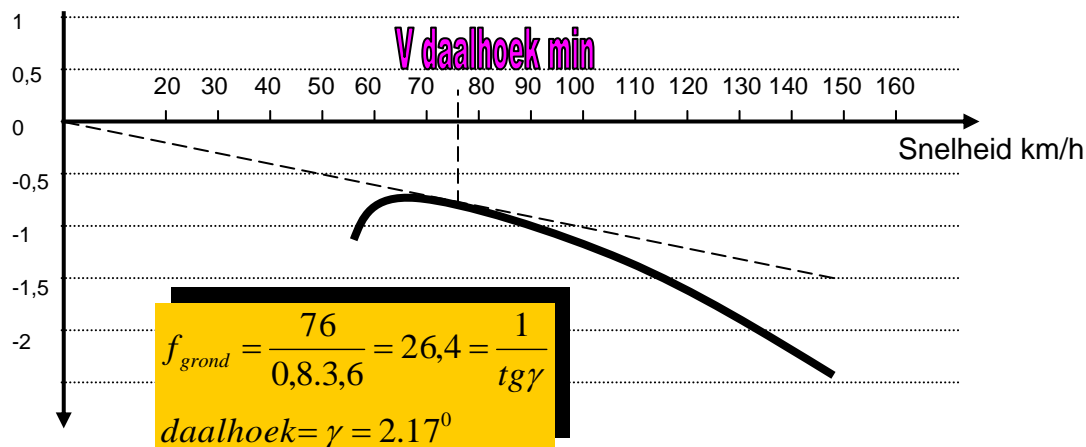
$$f_{grond} = \frac{68}{0,7 \cdot 3,6} = 26 = \frac{1}{\text{tg} \gamma}$$
$$\text{daalhoek} = \gamma = 2.2^\circ$$

Een gelijkaardige berekening laat toe om voor elke snelheid het glijgetal te bepalen aan de hand van de polaire.

5.1.6.2 berekening van het maximum glijgetal

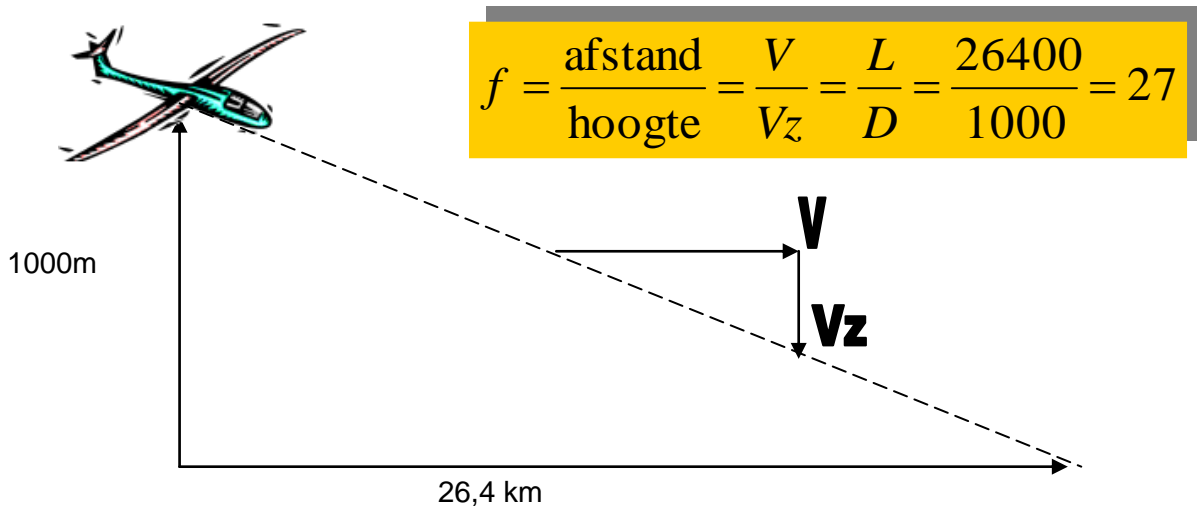
Het maximum glijgetal wordt bepaald door de maximumafstand die een vliegtuig kan afleggen met een bepaalde hoogte. Dit mag niet verward worden met het de minimale daalsnelheid. Hoe groter het glijgetal, des te verder het toestel kan vliegen met een bepaalde hoogte.

Men kan de snelheid voor het maximale glijgetal afleiden uit de snelheidspolaire door de raaklijn in de oorsprong te nemen aan de polaire. Men kan dan de snelheid en de daalsnelheid aflezen.



Figuur 41: grafische bepaling snelheid voor maximum glijgetal

Men berekent het glijgetal met de volgende formule. Nemen we een vliegtuig dat maximaal 26,4 km kan afleggen met 1000 m hoogteverlies.



Figuur 42: maximum glijgetal

5.1.6.3 *bepalen van de weerstand van een zweefvliegtuig bij een bepaalde snelheid*

Als we het glijgetal kennen dat gepaard gaat met een bepaalde snelheid (zie hierboven), kunnen we de totale weerstand berekenen van een toestel indien we de massa ervan kennen. Het glijgetal is immers ook de verhouding tussen de lift en de weerstand. De lift (in eenparige rechtlijnige vlucht) is gelijk aan de massa. Delen we de massa van het zweefvliegtuig door het glijgetal, dan bekomen we de totale weerstand.

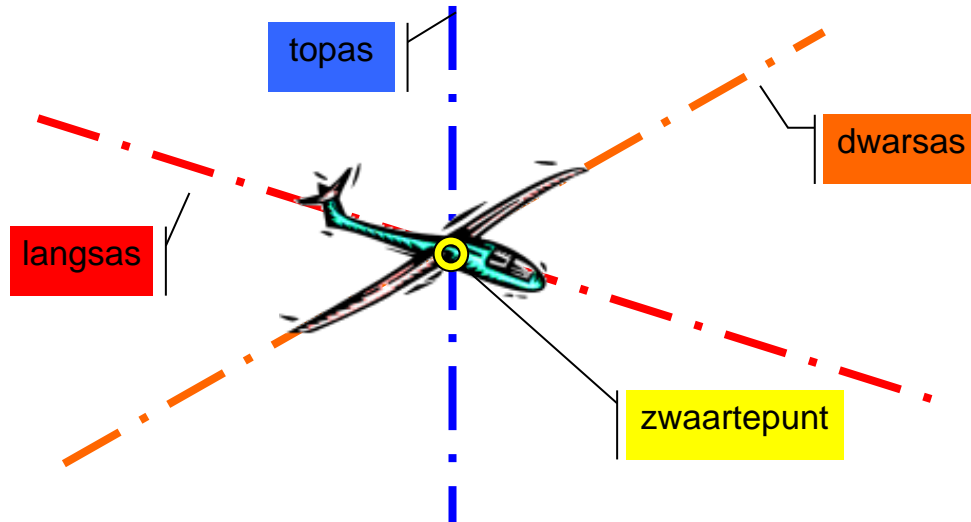
Voorbeeld: een toestel van 600 kg heeft bij een glijgetal 30 slechts 20 kg weerstand.

Opmerking: dit is slechts bij benadering juist, want gezien een zweefvliegtuig niet horizontaal vliegt, is de massa = de aerodynamische resultante, niet de lift (zie figuur 35: glijgetal). Maar gezien de kleine baanhoeken waarmee wij vliegen, is het verschil verwaarloosbaar.

5.2 Vliegtuigmechanica

5.2.1 Benaming van de assen

Men kan 3 assen definiëren rond een vliegtuig. Deze zijn weergegeven in figuur 1.



Figuur 43: assen van een vliegtuig

De **langsas** is de symmetrielij die de neus met de staart verbindt en door het zwaartepunt loopt:

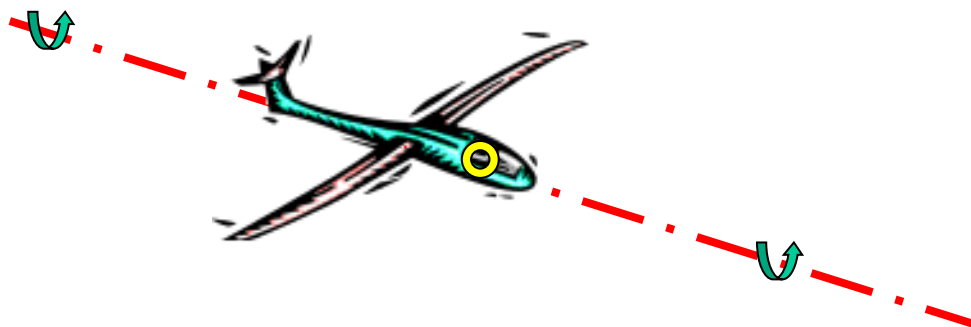
De **dwarsas** is de lijn die parallel met de vleugels en door het zwaartepunt loopt;

De **topas** is de lijn die loodrecht op beide vorige door het zwaartepunt loopt.

5.2.2 Primaire beweging rond de assen

Rond elk van de drie assen wordt er een beweging gedefinieerd:

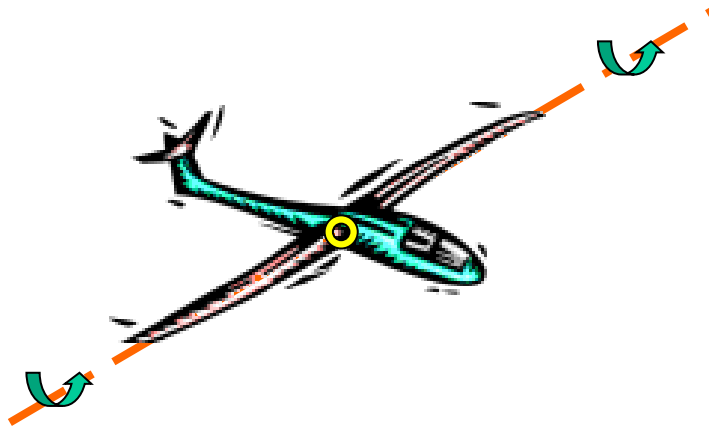
- Rollen



Figuur 44: rollen

Rollen is de beweging rond de langsas.

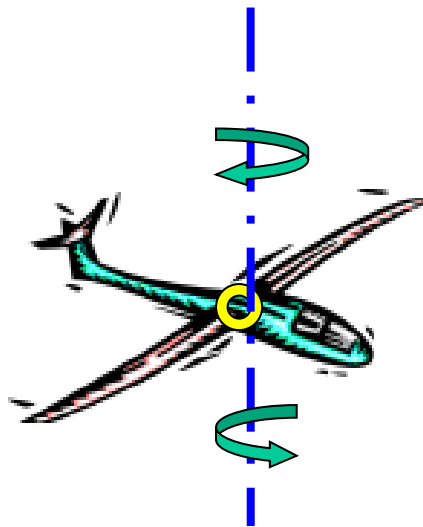
- Stampen



Figuur 45: stampen

De beweging rond de dwarsas noemt men stampen.

- Gieren



Figuur 46: gieren

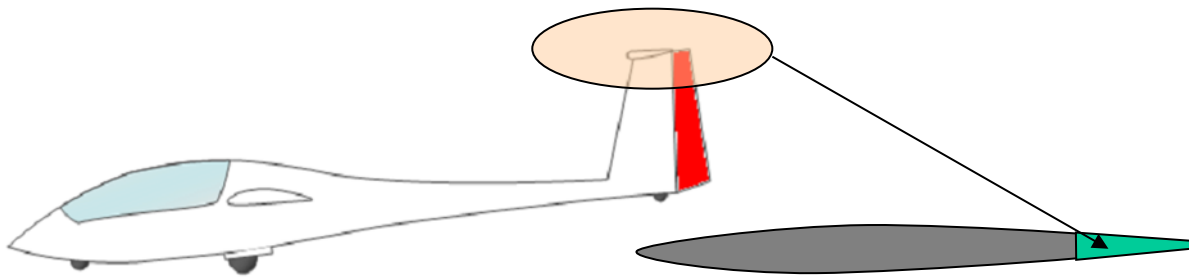
De beweging rond de topas noemt men gieren.

5.2.3 Benaming en rol van de roeren

Er zijn drie soorten roeren die de bewegingen rond de drie primaire assen regelen.

- Hoogteroer

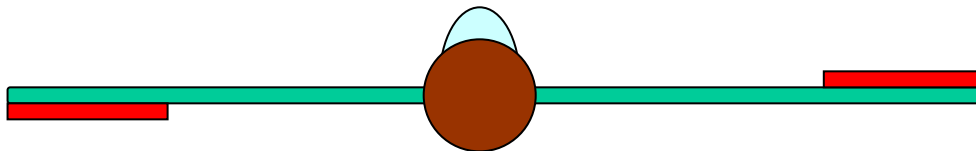
Het hoogteroer veroorzaakt een beweging rond de dwarsas die men stampen noemt. Figuur 5 toont de plaats van het hoogteroer. Het is een beweegbaar gedeelte aan de achterkant van het stabilo (vast horizontaal staartvlak).



Figuur 47: hoogteroer

- Rolroeren

Rolroeren vindt men aan de vluchtboord van de buitenkant van de vleugels; ze bewegen in tegenovergestelde richting van elkaar wanneer men de stuurknuppel naar links of rechts beweegt. De rolroeren zorgen voor een beweging rond de langsas.



Figuur 48: de rolroeren

- Richtingsroer

Het richtingsroer zit aan de achterkant van het kielvlak, helemaal achteraan de romp. Het zit in het symmetrievlak van het toestel. Het richtingsroer draagt slecht zijn naam: het dient namelijk niet echt om de richting van het toestel te wijzigen, enkel de richting waarin de neus wijst, door een beweina rond de topas die men aieren noemt



Figuur 49: het richtingsroer

5.2.4 Stabiliteit rond de assen

Onder stabiliteit verstaat men in dit geval de wijze waarop een vliegtuig na een verstoring rondom één of meerdere van de assen zal terugkomen naar een evenwichtssituatie. Men onderscheidt 3 soorten stabiliteit, naargelang de drie assen:

- Rolstabiliteit: stabiliteit rond de langsas

Rolstabiliteit is de eigenschap waardoor het vliegtuig een verstoring van het evenwicht rondom de langsas herstelt. De V-stelling van de vleugels is een van de methoden om de rolstabiliteit te verbeteren. Een positieve V-stelling zorgt voor meer rolstabiliteit, negatieve V-stelling geeft daarentegen een lagere rolstabiliteit. Voor meer details, zie Aerodynamica.

- Langsstabiliteit: stabiliteit rond de dwarsas

Langsstabiliteit is de eigenschap waardoor het vliegtuig een verstoring van het evenwicht rondom de dwarsas herstelt. Bij een klassiek zweefvliegtuig (staartvlakken achteraan de romp) werkt het horizontale staartvlak (stabilo) stabiliserend: De ligging van het zwaartepunt is hier kritisch: indien het zwaartepunt buiten vastgestelde grenzen ligt, wordt het zweefvliegtuig onstabiel of net te stabiel rond de dwarsas, en bijgevolg onbestuurbaar. Voor meer details, zie Aerodynamica.

- Richtingsstabiliteit: stabiliteit rond de topas

Richtingsstabiliteit is de mate waarin het vliegtuig een verstoring van het evenwicht rondom de topas herstelt. Bepalend is hier het kielvlak (verticale staartvlak), maar ook de pijlstelling van de vleugel.

5.2.5 Baanverandering in het verticale vlak:

Men moet twee hoeken goed weten te onderscheiden met betrekking tot een baanverandering in het verticale vlak.

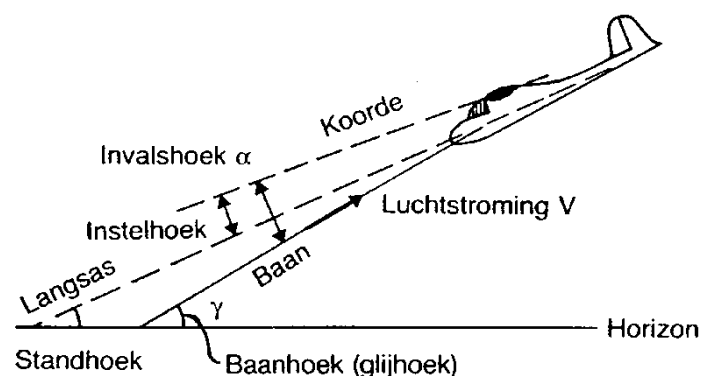
5.2.5.1 De aanvalshoek (ook invalshoek genoemd)

Dit is de hoek tussen de aanstromende luchtstroom en de gemiddelde koorde (A). Deze is bepalend voor de lift en voor het overtrekken (gebeurt steeds bij dezelfde kritieke aanvalshoek, zie aerodynamica). Er bestaat echter geen eenvoudig en betrouwbaar middel om de aanvalshoek te visualiseren.

5.2.5.2 De standhoek

Dit is de hoek tussen de horizon en de langsas (S). Men kan deze ook visueel erkennen als de hoek tussen de rand van de cockpit en de horizon. Dit is wat in praktijk ook gebruikt wordt als referentie.

Deze hoeken zijn weergegeven in figuur 8.



Figuur 50: hoeken rond het vliegtuig

Daarnaast onderscheiden we ook:

5.2.5.3 De baanhoek

Dit is de hoek tussen de afgelegde baan (zelfde lijn maar tegengestelde richting t.o.v. de aanstromende lucht) en de horizon. Komt overeen met de glijhoek, ofwel $1/\text{glijgetal}$.

5.2.5.4 *De instelhoek*

Dit is normaliter een vast gegeven, het is namelijk de hoek tussen de vleugelkooorde en de langsas van het zweefvliegtuig. Er is ook een instelhoek voor het stabilo, en die is op sommige vliegtuigen instelbaar (bepaalde Libelles, o.a.)

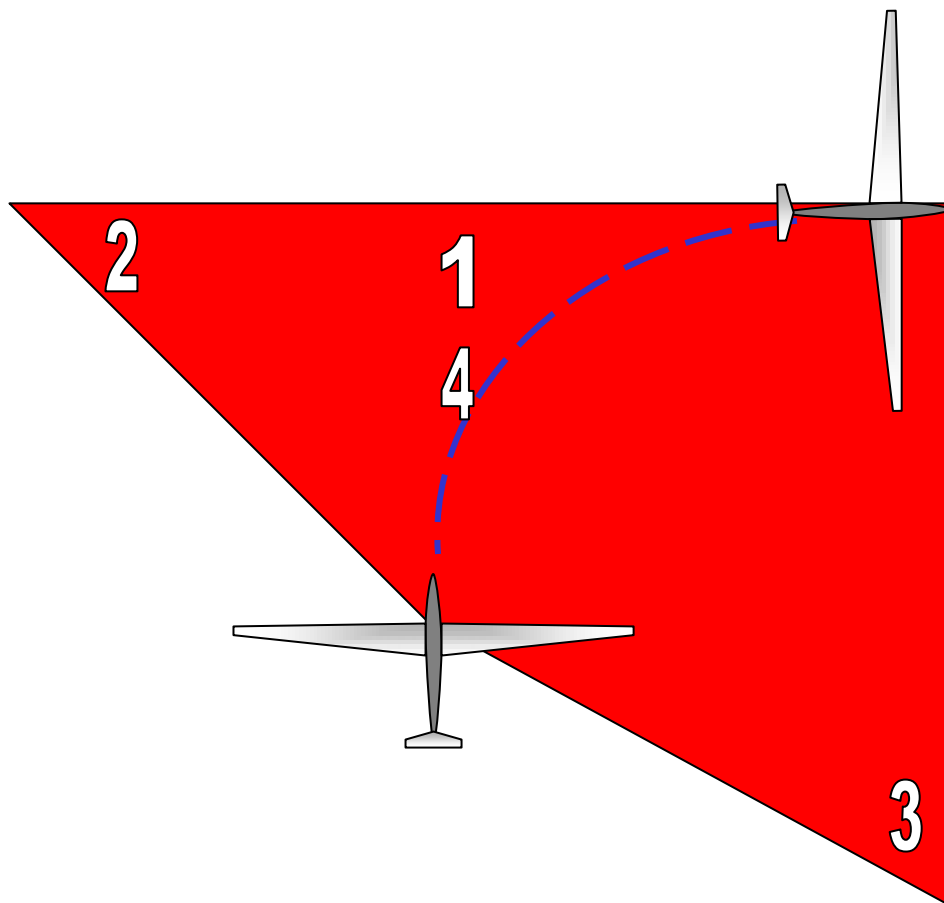
5.2.6 **Baanverandering in het horizontale vlak**

5.2.6.1 *Hoe in bocht gaan*

Een correcte bocht voert men uit via een standaardprocedure, die hieronder in detail beschreven wordt. De fasen van een bocht zijn grosso modo: uitkijken, bocht inzetten met de rolroeren en coördineren met het richtingsroer, stabiliseren bij de gewenste inclinatie, standhoek en inclinatie behouden, regelmatig uitkijken.

5.2.6.2 *look out*

Vóór men de bocht inzet, zal men steeds voldoende uitkijken of er geen ander verkeer in de buurt is dat eventueel een botsing in de lucht kan veroorzaken. Men gebruikt hiervoor de tactiek die geschetst wordt in figuur 14. De cijfers geven aan in welke volgorde men in de verschillende richtingen kijkt alvorens een bocht in te zetten. In de figuur is een bocht naar rechts gedemonstreerd.



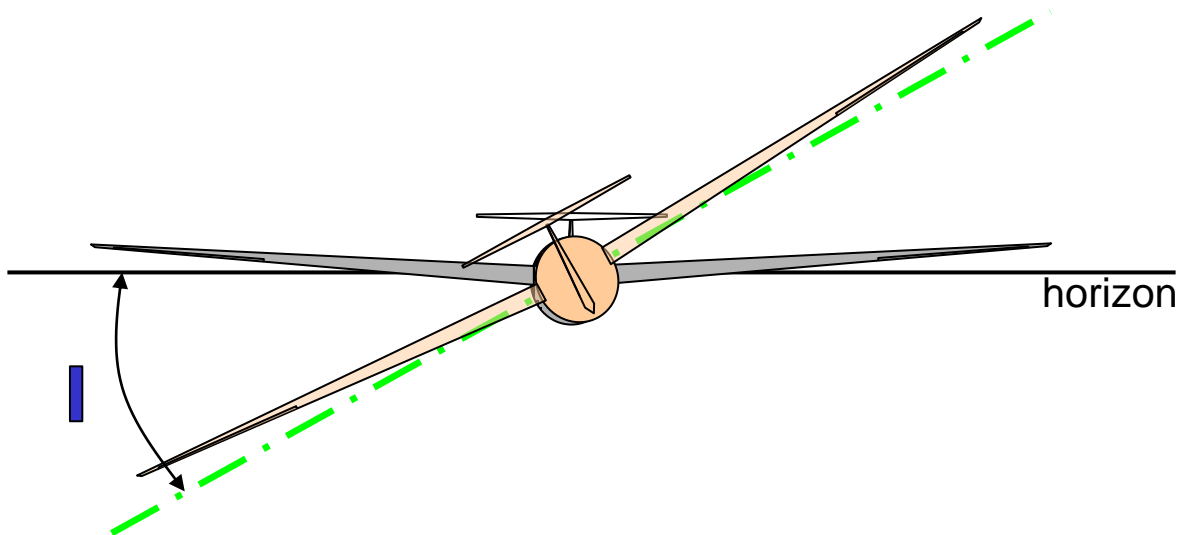
Figuur 51: look out

Opgelet! Door de beperkingen van het menselijk oog kan men nagenoeg niets detecteren terwijl de ogen bewegen. Men moet dus scannen, d.w.z. het hoofd slechts een beperkt

aantal graden draaien en even stilstaan om uit te kijken, dan opnieuw een beetje draaien, enz.

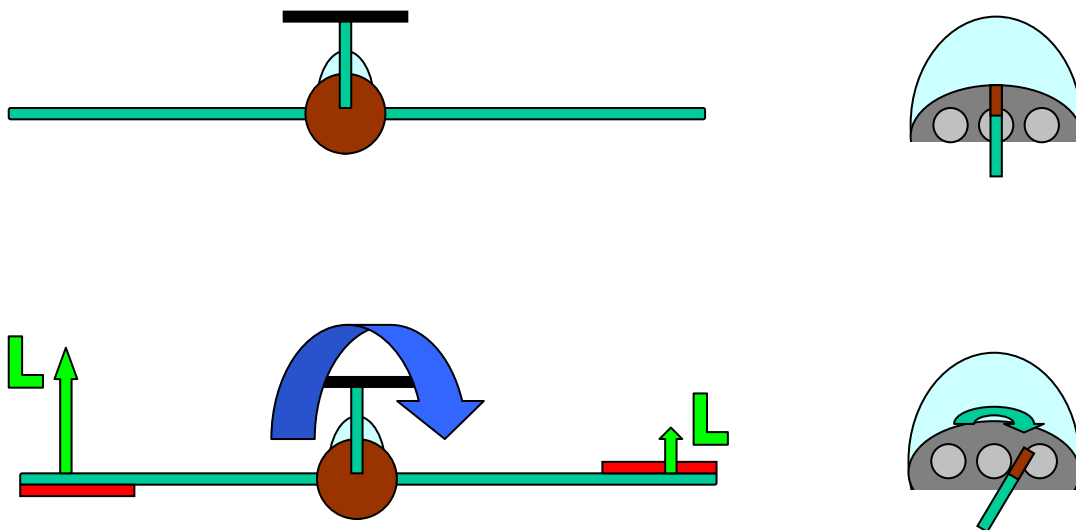
5.2.6.3 *inclinatie met stuurknuppel*

Doorslaggevend voor het bochten is de dwarshelling of inclinatie. Om dwarshelling te geven zal men moeten rollen. De rolbeweging is een draaibeweging rondom de langsas en gebeurt door middel van de rolroeren.



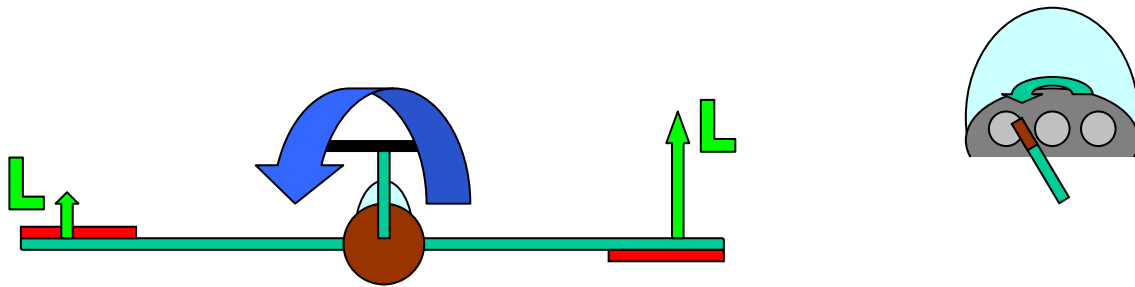
Figuur 52: inclinatie

De rolroeren van de linker en rechter vleugel zullen steeds in de omgekeerde richting ten opzichte van mekaar bewegen bij het naar links of naar rechts bewegen van de stuurknuppel.



Figuur 53: inclinatie met de stuurknuppel

Indien de stuurknuppel neutraal gehouden wordt (in het midden), zullen de rolroeren ook neutraal staan. Dit wil zeggen dat de lift (in rechtlijnige vlucht) aan beide kanten van de vleugel even groot is. Indien men de stuurknuppel naar rechts beweegt, zal de lift van de linker vleugel toenemen terwijl die van de rechter vleugel zal afnemen. Dit is aangegeven in figuur 17. Men krijgt een rolmoment naar rechts.



Figuur 54: inclinatie met de stuurknuppel (links)

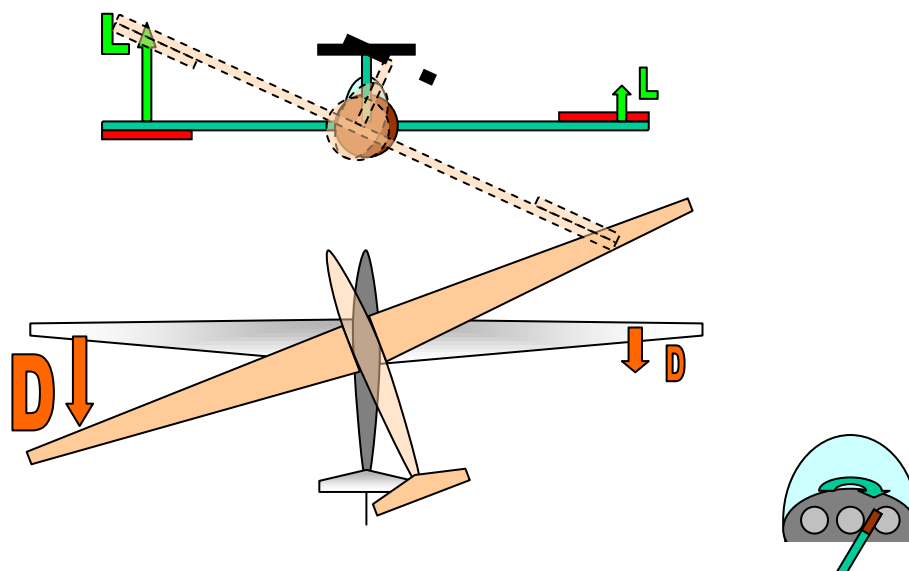
Indien men de stuurknuppel naar links beweegt, zal de lift van de rechter vleugel toenemen terwijl die van de linker vleugel zal afnemen. Dit is aangegeven in figuur 18. Men krijgt een rolmoment naar links.

5.2.6.4 *Neveneffecten*

Indien men enkel de stuurknuppel gebruikt om te bochten, zal men merken dat de bocht niet zuiver noch efficiënt wordt ingezet. Dit is te wijten aan neveneffecten die men moet compenseren door de stuurorganen gecoördineerd te gebruiken. Proberen te bochten enkel met het voetenstuur is trouwens nog minder efficiënt (zie verder).

haakeffect

Het haakeffect is een neveneffect van de rolroeren. Door het uitslaan van de rolroeren zal de ene vleugel meer weerstand opbouwen ten opzichte van de andere. Het omlaaggaande rolroer geeft aan die vleugel een hogere kromming en een hogere lift, maar daaruit volgt ook een hogere weerstand. Het omhooggaande rolroer geeft aan die vleugel een lagere kromming en een lagere lift, maar daaruit volgt ook een lagere weerstand. De vleugel met de hoogste weerstand blijft achter, men zegt dat de vleugel haakt. Het resultaat is een gierbeweging in averechtse richting van de beoogde bocht.



Figuur 55: haakeffect

In de figuur is de weerstand van beide vleugels grafisch weergegeven. Op het moment van het naar rechts bewegen van de stuurknuppel, wordt het linker rolroer naar beneden gebracht. Dit zorgt voor een grotere weerstand van de linker vleugel ten opzichte van de

rechter vleugel. De neus van het vliegtuig zal naar links gaan. Om dat haakeffect te verminderen, passen de constructeurs differentiaalbesturing van de rolroeren toe (zie hoofdstuk technologie).

Omdat het haakeffect averechts werkt van de richting waarin men wil bochten, zal men dat annuleren door gedoseerd het richtingsroer in te zetten. Voor een rechterbocht met haakeffect naar links, zal men dus het richtingsroer naar rechts bewegen door de rechter voet in te drukken. De dosering van die corrigerende beweging is belangrijk en varieert naargelang het toestel, de snelheid, enz.

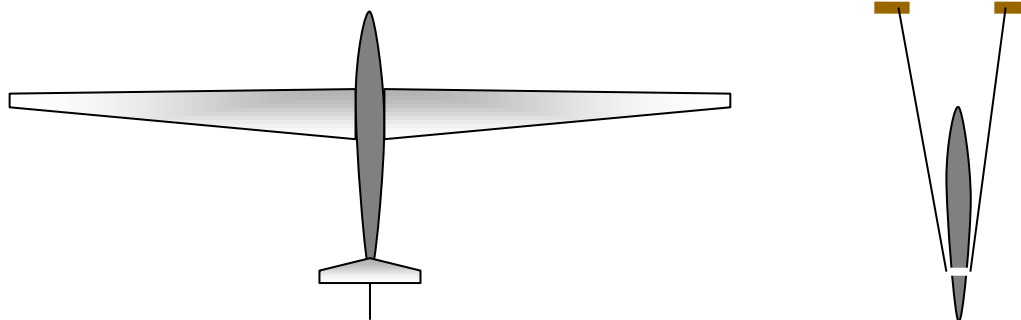
Indien men geen richtingsroer gebruikt en lang genoeg wacht, zal de schuine aanblazing van het kielvlak er door het zogenaamde windhaaneffect voor zorgen dat de romp toch in de richting van de relatieve wind draait, dus in de goede richting. Maar dit is bijzonder inefficiënt.

giersnelheid

Het hoofdeffect van het richtingsroer noemt men gieren: dit laat de controle rond de topas toe. Het richtingsroer beweegt men door de pedalen links of rechts in te duwen.

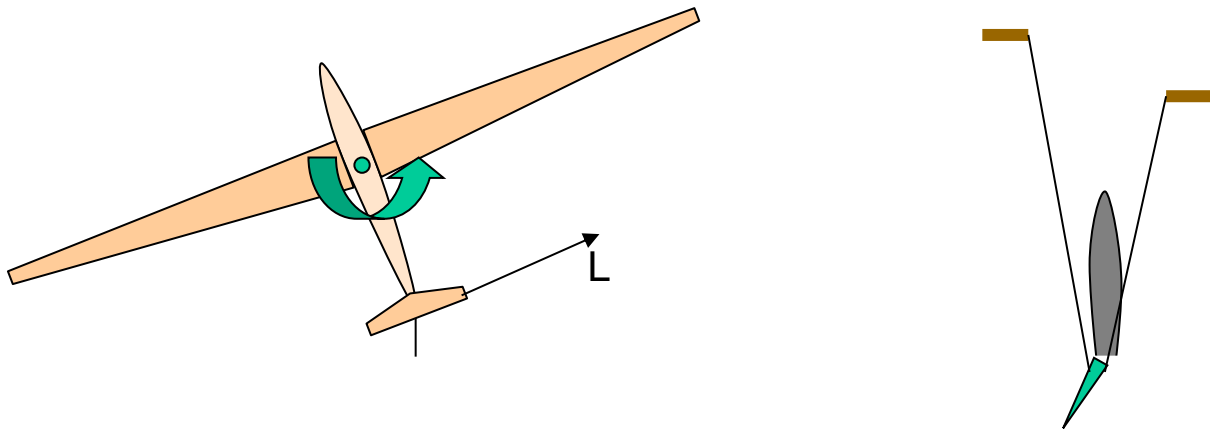
Het is belangrijk te begrijpen dat het gieren niet gelijkstaat met het bochten! Gieren alleen verandert wel de richting waar de neus van de zwever naar wijst, maar verandert niet fundamenteel de vliegrichting – alleen verplaatst het toestel zich zijdelings in de lucht i.p.v. parallel met de luchtstroming.

Opmerking: het richtingsroer dient dus principieel nooit als primair roer om een bocht in te zetten. Op bepaalde constructief slecht gecoördineerde toestellen (open klasse met grote spanwijdte en te korte romp) zal men wel als lapmiddel eerst het voetenstuur indrukken, en pas later de rolroeren gebruiken. Dit doet geen inbreuk op de regel: het is enkel noodzakelijk omdat bij die toestellen het richtingsroer niet efficiënt genoeg is om het haakeffect te compenseren indien men de roeren gecoördineerd gebruikt.



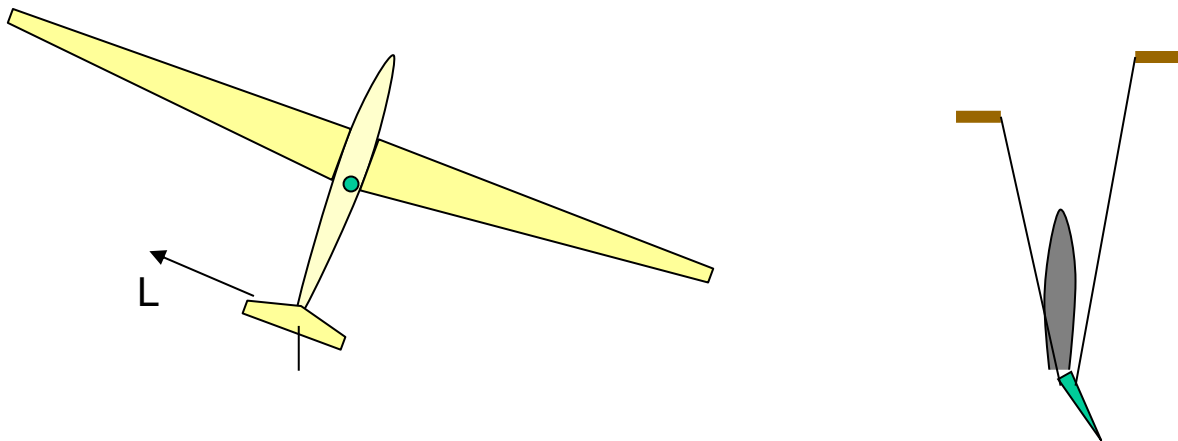
Figuur 56: giersnelheid

Houdt men de pedalen neutraal, dan staat het richtingsroer ook in een neutrale positie. Men heeft op dat moment geen giersnelheid. Dit is weergegeven in



Figuur 57: gieren naar links

Duwt men de linker pedaal in, zal het richtingsroer naar links uitslaan zoals aangegeven in de figuur hierboven. Dit zorgt voor een zijwaartse aerodynamische component, waardoor de neus naar links geduwd wordt met een bepaalde giersnelheid die afhankelijk is van de mate waarmee men het richtingsroer laat uitslaan.



Figuur 58: gieren naar rechts

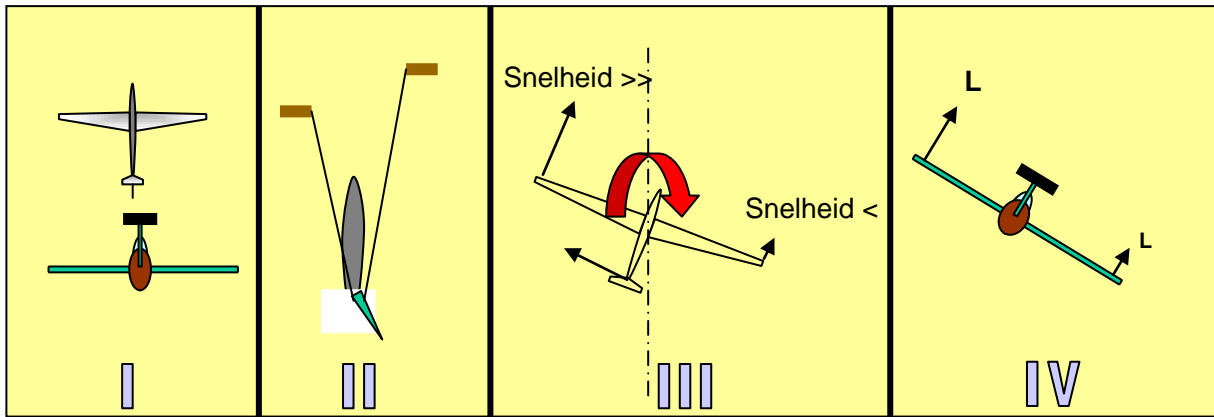
Duwt men de rechter pedaal in, zal het richtingsroer naar rechts uitslaan zoals aangegeven in de figuur hierboven. Dit zorgt voor een zijwaartse aerodynamische component, waardoor de neus naar rechts geduwd wordt met een bepaalde giersnelheid die afhankelijk is van de mate waarmee men het richtingsroer laat uitslaan.

geïnduceerde rol

Onder de noemer “geïnduceerde rol” vallen in feite twee verschillende fenomenen, die beide een rolbeweging zijn als gevolg van een gierbeweging.

- Door de gierbeweging veroorzaakt bij het indrukken van het voetenstuur zal de ene vleugel ten opzichte van de andere tijdelijk versnellen. Hierdoor wordt de liftcomponent van de buitenvleugel groter dan die van de binnenvleugel. Dit vertaalt zich in een rolbeweging die helpt om een bocht in te zetten.

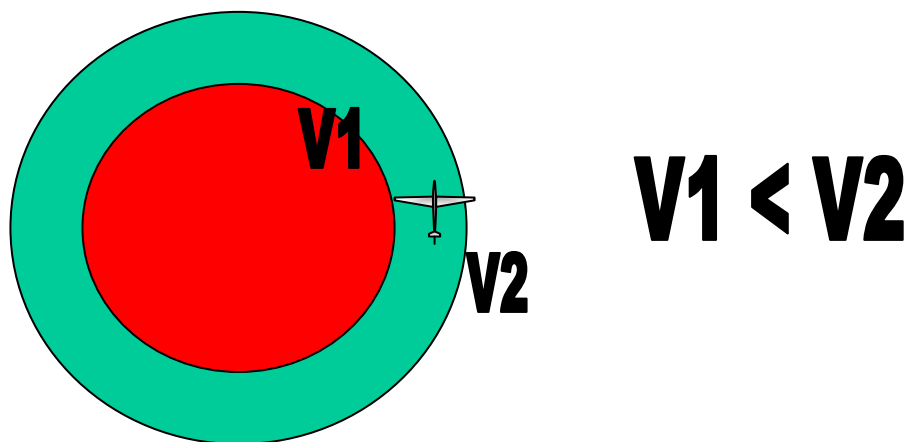
Stel, het vliegtuig vliegt in een rechte horizontale vlucht, het rechter pedaal van het richtingsroer wordt ingedrukt.



Figuur 59: geïnduceerde rol bij uitslag richtingsroer

Er ontstaat een gierbeweging naar rechts waardoor de snelheid van de linkervleugel hoger wordt dan die van de rechter vleugel, omdat die in dezelfde tijd een langere afstand aflegt : ten opzichte van het zwaartepunt gaat de “binnenvleugel” naar achter, de “buitenvleugel” naar voor, en die beweging wordt afgetrokken van, respectievelijk opgeteld met de voorwaartse snelheid van de zwever. Daar de lift kwadratisch evenredig is met de snelheid, zal de lift van de linkervleugel beduidend hoger zijn dan die van de rechtervleugel, met een rolbeweging naar rechts als gevolg.

- Verder heeft de buitenvleugel tijdens een gestabiliseerde bocht een grotere afstand af te leggen dan de binnenvleugel in een zelfde tijdspanne, heeft dus een grotere snelheid en een grotere lift, wat een permanente rolbeweging veroorzaakt die de inclinatie wil doen toenemen. Deze rolbeweging moet men doorgaans tegengaan door een beetje tegenrolroer te geven.
-



Figuur 60: geïnduceerde rol tijdens de bocht

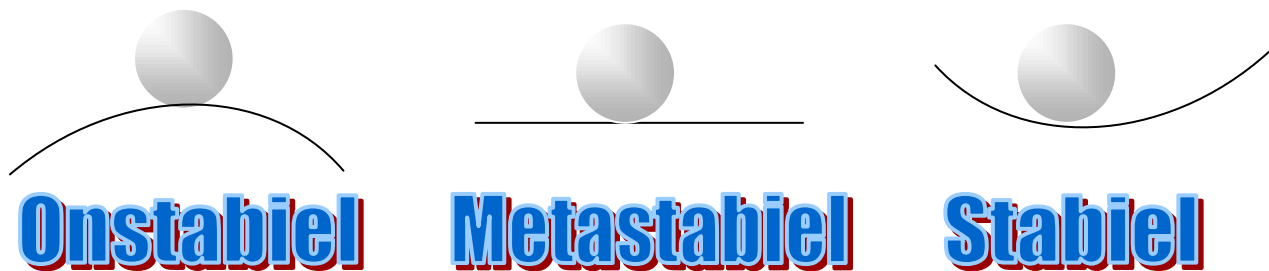
- Omdat de buitenvleugel tijdens een gestabiliseerde bocht een grotere snelheid heeft dan de binnenvleugel en dus een grotere lift, is hij dus ook aan een grotere weerstand onderhevig, wat een permanente neiging tot gieren naar buiten de bocht veroorzaakt. Dit geïnduceerd gieren moet men doorgaans tegengaan door een beetje voet naar binnen te geven.

5.3 Stabiliteit

5.3.1.1 *Stabiel, onstabiel, metastabiel*

Stabiliteit is de mate waarin een vliegtuig reageert wanneer een verstoring van de evenwichtstoestand optreedt. De figuur geeft dit grafisch weer. De bal zal in de onstabiele situatie bij een verstoring blijven wegrollen en niet meer naar de originele toestand terugkeren. De bal zal bij de metastabiele situatie naar een andere toestand rollen bij verstoring van de beginsituatie maar niet terugkeren naar de originele toestand.

Bij de stabiele toestand zal de bal terugrollen naar de originele toestand bij verstoring van de evenwichtstoestand. Dit is toepasbaar op een vliegtuig.



Figuur 61: stabiliteit

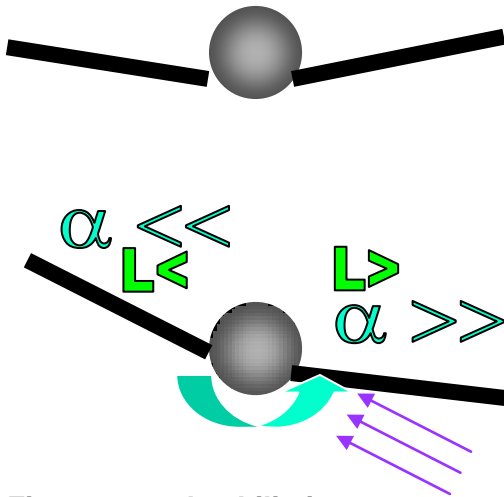
Men spreekt van de volgende vormen van stabiliteit bij een vliegtuig:

- Rolstabiliteit
- Richtingsstabiliteit
- Langsstabiliteit

5.3.1.2 *Rolstabiliteit*

De rolstabiliteit is de mate waar het vliegtuig een verstoring van het evenwicht rondom de langsas zal corrigeren. De onderstaande figuur geeft een verstoring rond de langsas weer waardoor het vliegtuig een rolbeweging maakt naar rechts. Hierdoor zal het gewicht van het vliegtuig zorgen voor het afschuiven naar de lage vleugel. Hierdoor zal de aanstromende lucht een component krijgen die van rechts naar links stroomt.

Door de V stelling van het vliegtuig in deze figuur wordt de aanvalshoek van de resulterende luchtstroom groter voor de rechtere vleugel en kleiner voor de linker vleugel. De lift van de rechtere vleugel wordt hierdoor groter dan die van de linker resulterend in een moment dat het vliegtuig terug in de evenwichtspositie zal terugbrengen.



Figuur 62: rolstabiliteit

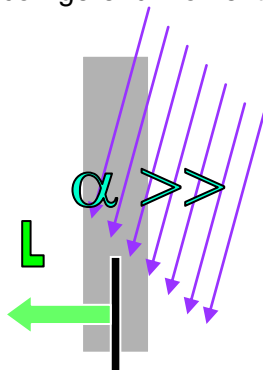
Een positieve V-stelling zorgt voor meer rolstabiliteit, negatieve V-stelling geeft daarentegen een lagere rolstabiliteit. Ze wordt dan ook in de vliegerij slechts toegepast bij jachtvliegtuigen waarbij snel rollen een gevechtsvoordeel biedt, terwijl de boordcomputer het toestel in evenwicht houdt door constante kleine stuurcorrecties. Een menselijke piloot zou hier falen.

5.3.1.3 Richtingsstabiliteit

Richtingsstabiliteit is de mate waarop een vliegtuig zich herstelt na verstoring van de vliegrichting van het vliegtuig rond de topas. Onderdelen van het vliegtuig die de richtingsstabiliteit beïnvloeden zijn:

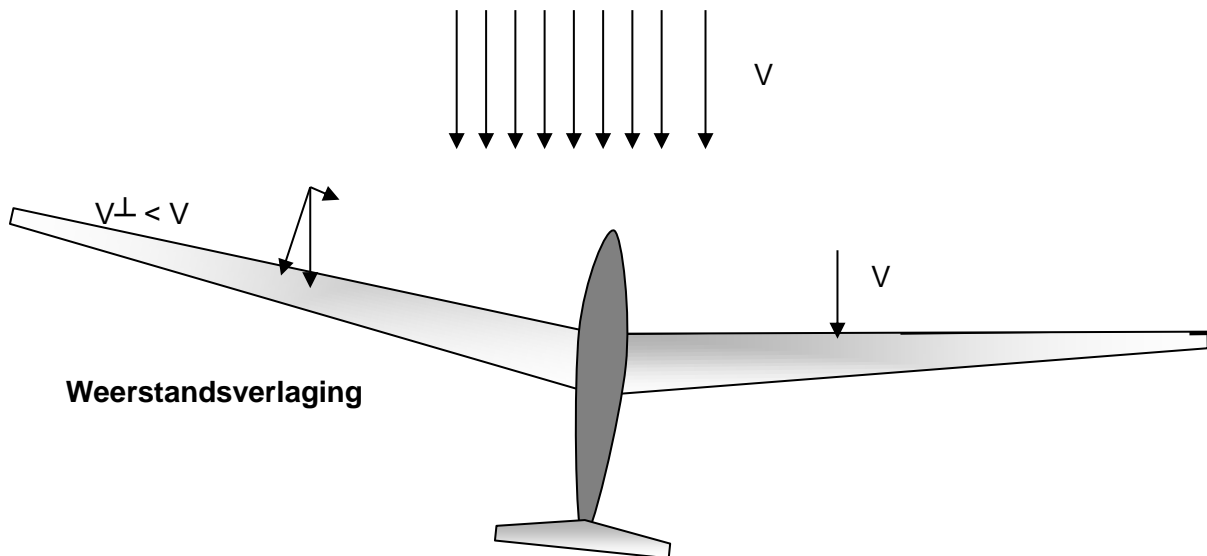
- grootte van het kielvlak
- pijlstelling van de vleugels

Door schuine aanstroming verandert de aanvalshoek van het **kielvlak** en wordt een corrigerend moment opgewekt



Figuur 63: richtingsstabiliteit (1)

De **pijlstelling** van het vliegtuig zorgt er voor dat bij schuine aanstroming het effectieve frontale oppervlak van linker vleugel en rechter vleugel anders is. Er ontstaat een verschil qua weerstand tussen beide vleugels. Dit levert een moment op rond de topas. Een positieve pijlstelling (vleugels naar achteren) levert een stabiliserend effect. Een negatieve pijlstelling (vleugels naar voren gericht zoals bij een ASK13) levert een destabiliserend effect op.

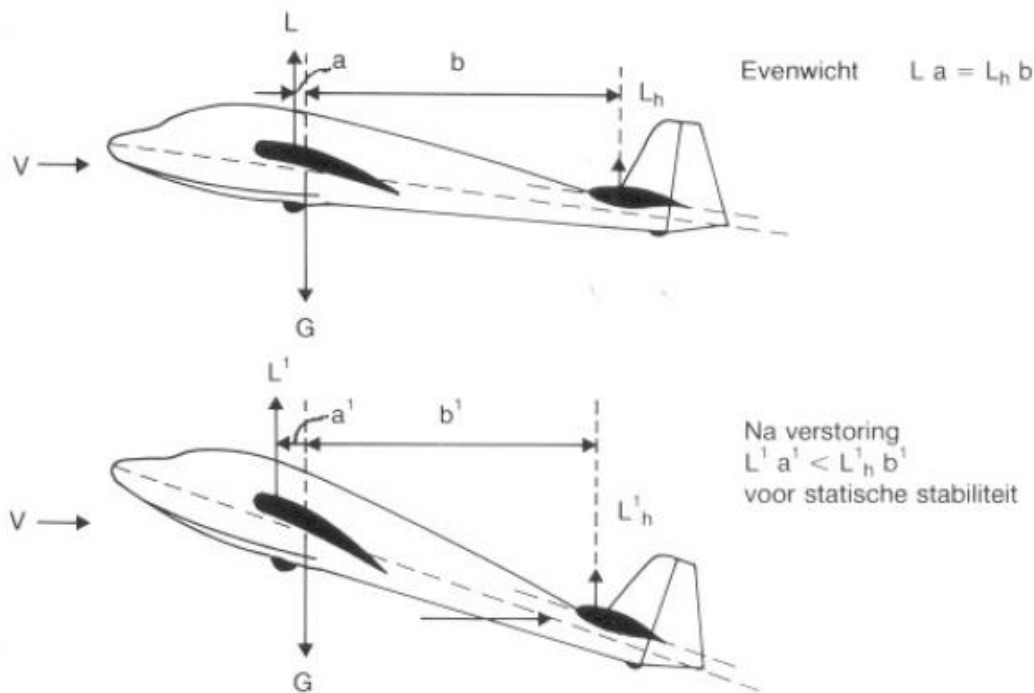


Figuur 64: richtingsstabiliteit (2)

5.3.1.4 *Langsstabiliteit*

De statische langsstabiliteit, dat is de stabiliteit ten opzichte van draaiingen om de dwarsas, is verreweg de belangrijkste. Als het vliegtuig onstabiel zou zijn, dan zou de besturing van het vliegtuig zeer moeizaam zijn, omdat dan onophoudelijk voor alle kleine afwijkingen gecorrigeerd moet worden.

Voor de langsstabiliteit dient het horizontale staartvlak. Evenals voor de vleugel is de draagkracht van het horizontale staartvlak afhankelijk van de invalshoek. Krijgt het vliegtuig tijdens de vlucht een grotere invalshoek, bijvoorbeeld door turbulentie, dan gebeurt er het volgende: de draagkracht op de vleugel neemt toe en bovendien schuift het drukpunt (aangrijpingspunt van de draagkracht) naar voren. Hierdoor krijgt het vliegtuig een moment dat tracht de invalshoek nog te vergroten (destabiliserend). Aangezien het horizontale staartvlak via de romp star aan de vleugel is verbonden, krijgt dit ook een grotere invalshoek, resulterend in een stabiliserend moment (kleinere kracht maar veel grotere arm). Bij een statisch langsstabiel vliegtuig zal het dimensioneren en de positie van het horizontaal staartvlak zo zijn dat de totale verandering van het moment de invalshoek verkleint. De vlieger kan dit effect nog versterken door een uitslag van het hoogteroer omlaag te geven. Het omgekeerde vindt plaats bij een verkleining van de invalshoek.



Figuur 65: langsstabiliteit

De ligging van het zwaartepunt heeft veel invloed op de langsstabiliteit. Een “voorlijk” zwaartepunt verhoogt de stabiliteit, immers de arm van het horizontale staartvlak wordt groter en die van de draagkracht op de vleugel wordt kleiner; een “achterlijk” zwaartepunt heeft het omgekeerde effect. In verband hiermee moet het zwaartepunt binnen bepaalde voorgeschreven grenzen liggen, die men in procenten van een referentievleugelkoorde aangeeft (bijvoorbeeld tussen 25% en 40% van de wortelkoorde vanaf de voorste rand gemeten).

5.3.2 Schijnbaar gewicht en wijziging van de lift in functie van de inclinatie

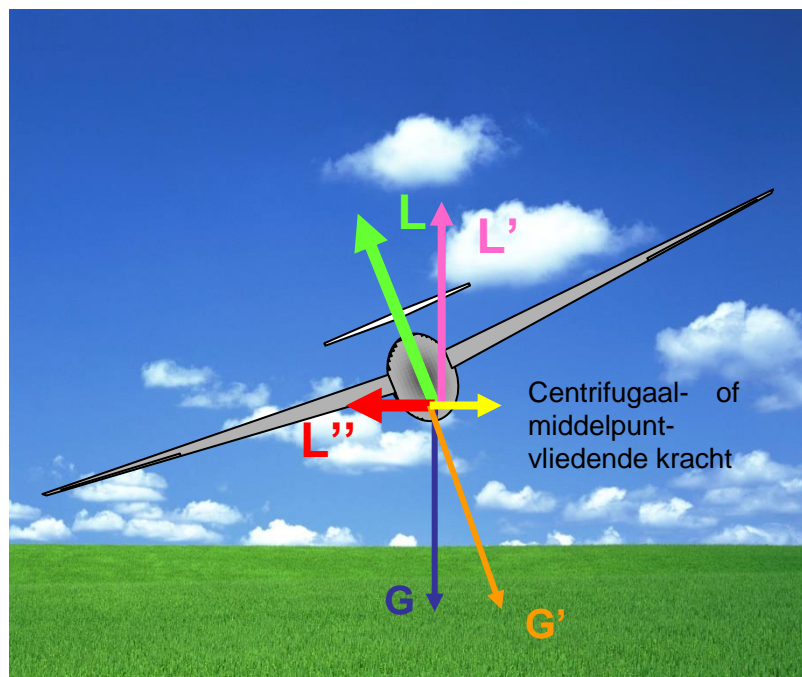
In een rechtlijnige horizontale vlucht werken de lift en het gewicht van een vliegtuig in dezelfde lijn. Dit wil zeggen dat de lift volledig het gewicht opheft. Als men daarentegen een bocht maakt, werkt de lift nog steeds loodrecht op het vliegtuig, maar is het vliegtuig met de inclinatiehoek (I) gekanteld. De lift werkt nu niet meer in dezelfde richting als het gewicht en men kan de krachten niet meer optellen of aftrekken. Om de krachten terug te kunnen optellen of aftrekken moet men ze naar een gezamenlijk assenstelsel ontbinden.

Figuur 66: vermindering van de lift in een bocht

Figuur 25 toont een vliegtuig in een linker bocht met een bepaalde inclinatie. Als men de lift ontbindt, kan men een afgeleide kracht L' terugvinden die in dezelfde lijn (maar tegenovergestelde richting) als het gewicht werkt, en een kracht L'' die naar links is georiënteerd en zo de bocht veroorzaakt.

Men kan opmerken dat de ontbonden liftcomponent L' kleiner zal zijn dan het gewicht G . Het vliegtuig zal als gevolg van deze vermindering in de resulterende liftcomponent gaan dalen, waardoor de neus naar beneden gaat. Het resultaat is dat hierdoor de snelheid oploopt. Men voorkomt het oplopen van de snelheid door de stuurknuppel naar achter te bewegen, waardoor de aanvalshoek vergroot, waardoor dan weer de totale lift L groter wordt en de ontbonden liftcomponent L' ook groter zal worden en opnieuw het gewicht kan compenseren.

Hoe meer inclinatie men neemt, des te meer de horizontale component L'' van de lift toeneemt en de verticale component L' afneemt. Als we het gewicht ontbinden ten opzichte van de dwarsas en topas bekommen we het resulterende gewicht of "schijnbaar gewicht" G' . Dit is weergegeven in de volgende figuur.



Figuur 67: vermindering van de lift in een bocht

Het schijnbaar gewicht (G') zal toenemen in een bocht door de aanwezigheid van de centrifugaalkracht of middelpuntvliedende kracht. Praktisch kan men deze kracht ondervinden wanneer men een gewicht aan een slinger ronddraait. Men drukt deze schijnbare vergroting van het gewicht uit door middel van de belastingsfactor (ook wel het G-getal genoemd): belastingsfactor = G'/G

Hoe groter de inclinatie, des te groter het schijnbaar gewicht en des te hoger de belastingsfactor. Dit is weergegeven in figuur 27. In de figuur zijn $L' \ll L$ en $G' \gg G$.

Figuur 68: het schijnbaar gewicht in een scherpe bocht

Indien het schijnbaar gewicht 3 keer het ware gewicht bedraagt, zullen de piloot en het vliegtuig 3 G ondervinden (belastingsfactor 3). Elk toestel heeft een maximum belastingsfactor, zowel voor positieve belastingen als negatieve belastingen. Het is belangrijk dat men tussen deze twee limieten blijft om structurele schade aan het toestel te vermijden. Dit kan men vaststellen aan de hand van een G-meter, die echter enkel in kunstvluchttoestellen wordt ingebouwd. Ter info: bij 45° inclinatie in een bocht bedraagt de belastingsfactor 1,44, bij 60° is dat 2, nog steeds ruim onder de limiet qua stevigheid.

5.3.3 Minimumsnelheid in de bocht

Zoals hoger gezegd, zal bij het inzetten van een bocht de neus van het toestel omlaag gaan of het toestel meer gaan dalen. Men zal dit dalen van de neus en het vliegtuig compenseren door de aanvalshoek te vergroten. Bij een constante snelheid zal daarom de aanvalshoek groter moeten zijn in een bocht dan in een rechtlijnige horizontale vlucht. Daardoor komt men dichterbij de kritische aanvalshoek, die constant is. Dit wil zeggen dat de overtreksnelheid in een bocht toeneemt. We zullen dus uit veiligheidsoverweging vooraf onze snelheid iets opvoeren indien we traag vlogen en een scherpe bocht willen nemen.

5.3.4 Onderling verband bochtenstraal – inclinatie – snelheid – giersnelheid

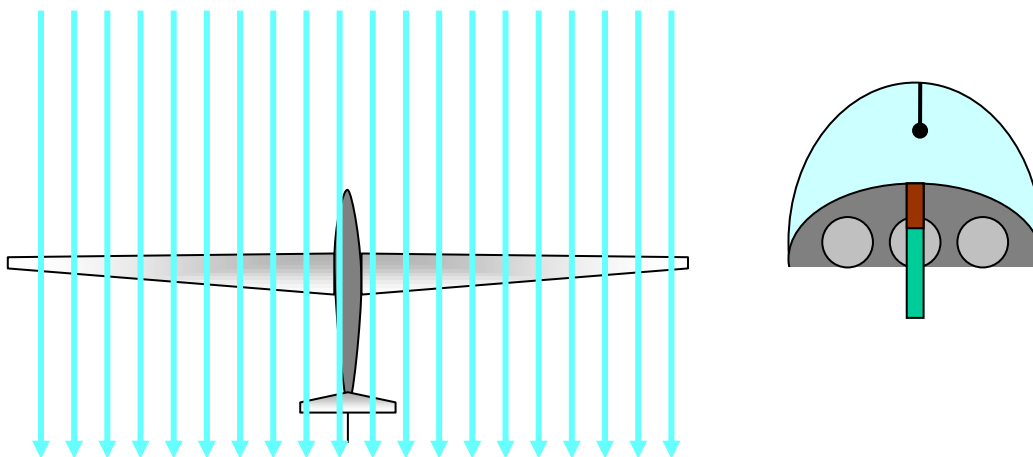
Bij constante snelheid zal de bochtenstraal groter zijn bij een kleinere inclinatie dan bij een grotere inclinatie. Daarentegen zal de giersnelheid groter zijn bij een grotere inclinatie.

Bij constante inclinatie zal de bochtenstraal groter zijn bij hogere snelheid dan bij lagere snelheid.

Om een bocht te maken met een welbepaalde bochtenstraal, zal men een bepaalde inclinatie moeten nemen met een daarmee gekoppelde welbepaalde snelheid.

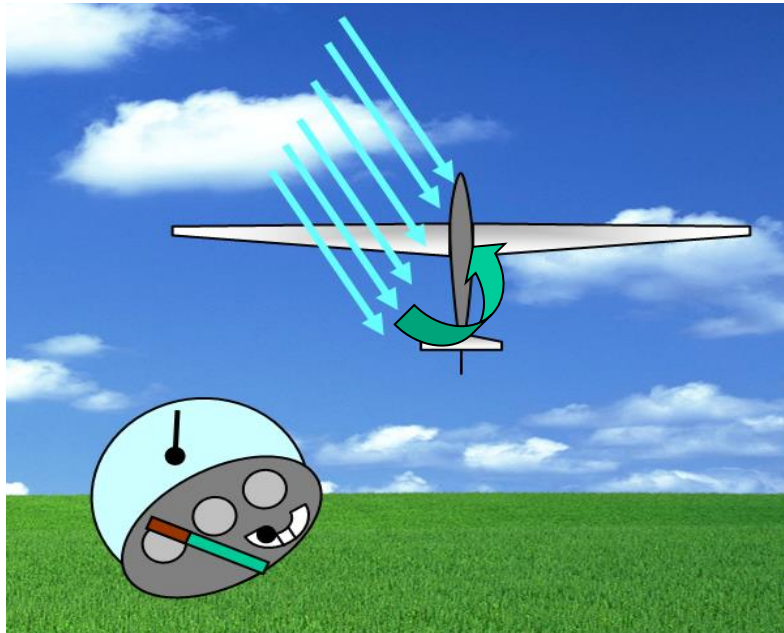
5.3.5 Schuivende (gevaar!) en slippende bochten

Op de cockpitkap van het zweefvliegtuig wordt altijd een koordje (piefje) gekleefd dat de richting van de relatieve luchtstroom aanduidt. In een correcte rechtlijnige vlucht wordt het toestel symmetrisch omstroemd en staat het piefje in de langsrichting. De aanvalshoek van linker en rechter vleugel zullen gelijk zijn.



Figuur 69: functie van het piefje

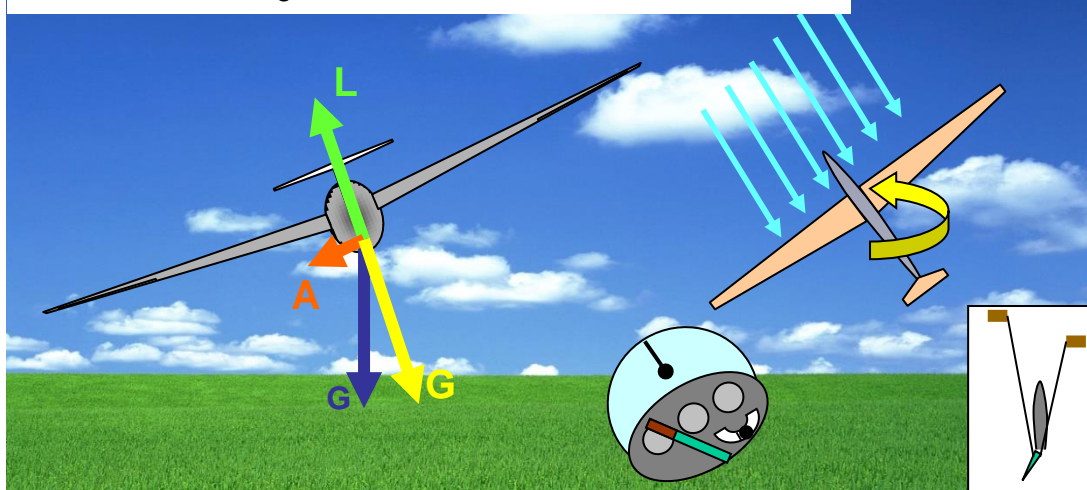
Ook in een gecoördineerde bocht is een bocht zal de luchtstroom het zweeftoestel recht aanstromen (parallel met de langsas). Het zweefvliegtuig heeft op dat ogenblik de kleinst mogelijke weerstand, en dat is de ideale situatie. Om een gecoördineerde bocht te bekomen, dient men zowel gebruik te maken van de stuurknuppel als het voetenstuur. Indien men een bocht enkel inzet door de stuurknuppel links of rechts te bewegen, zal deze niet gecoördineerd zijn. Dit is weergegeven in figuur 29.



Figuur 70: bochten zonder voetenstuur

Als men de stuurknuppel naar links beweegt, gaat door het haakeffect de neus naar rechts. De relatieve luchtstroom blaast het vliegtuig aan de linkerzijde aan. Het “piefje” wijst naar rechts en het balletje naar links. Het balletje gaat naar links omdat het schijnbare gewicht de lift niet compenseert. Door het windhaaneffect richt het zweefvliegtuig zich automatisch in de relatieve wind en gaat alsnog in een gecoördineerde bocht over. Om ongecoördineerd vliegen te vermijden bij het inzetten van de bocht, zal men gebruik maken van het voetenstuur om het haakeffect tegen te werken. Dit is weergegeven in figuur 30.

Bij een gecoördineerde bocht zal men het voetenstuur samen met de rolroeren moeten gebruiken om de bocht in te zetten en het haakeffect tegen te werken



Figuur 71: de gecoördineerde bocht

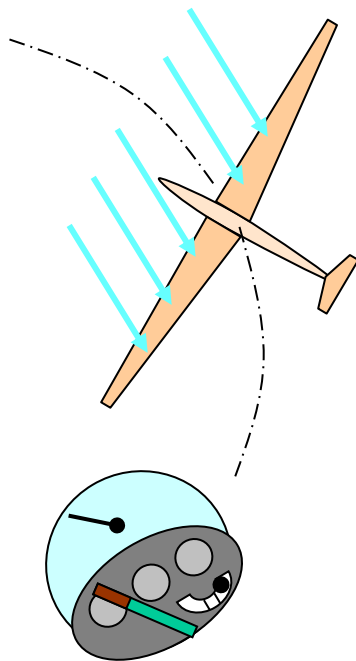
Eens in een stabiele gecoördineerde bocht kan men de stuurorganen terug neutraal brengen en met kleine correcties (indien nodig) de bochtstraal en inclinatie constant houden of controleren. Indien een bocht niet gecoördineerd wordt uitgevoerd, kan men twee situaties onderscheiden.

- **De schuivende bocht**

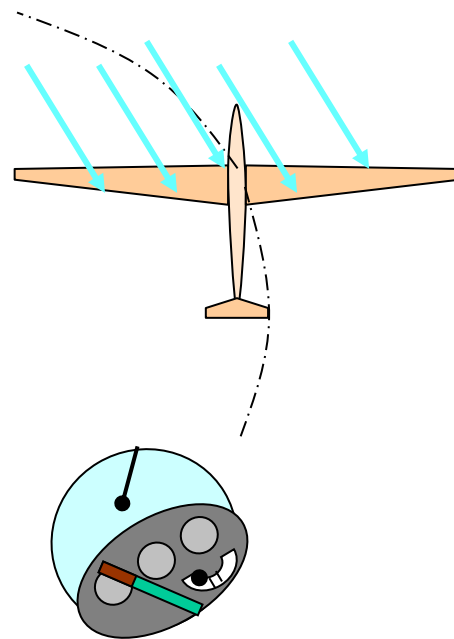
Er wordt te veel voet gegeven (of te weinig inclinatie) zodat de relatieve luchtstroom het vliegtuig langs de buitenzijde van de bocht aanstroomt. Bij een schuivende bocht ondervindt de binnenste vleugel een geringere relatieve luchtstroom: hij wordt vertraagd en gedeeltelijk afgeschermd door de romp. Indien men dan de aanvalshoek vergroot en de kritische aanvalshoek bereikt, zal deze vleugel overtrekken. Deze situatie is gevaarlijk daar het een tolvlucht kan veroorzaken. Bij lage hoogte is dit meestal dodelijk.

Het koordje of "piefje" hangt in deze situatie aan de binnenzijde van de bocht zoals aangegeven in

. Het balletje situeert zich aan de buitenzijde omwille van de middelpuntvliedende kracht die overheerst.



Figuur 72: schuivende bocht



Figuur 73: slippende bocht

- **De slippende bocht**

In een slippende bocht wordt er te weinig voet gegeven of te veel inclinatie, zodat de relatieve luchtstroom het vliegtuig langs de binnenzijde van de bocht aanstroomt. Een slippende bocht is minder gevaarlijk dan een schuivende bocht. De binnenste vleugel ondervindt nog steeds voldoende relatieve luchtstroom en wordt niet door de romp afgeschermd. Zie Figuur 32.

Het koordje hangt aan de buitenzijde van de bocht en het balletje aan de binnenzijde. Het vliegtuig zal meer weerstand opbouwen door het niet opgelijnd zijn van de romp met de luchtstroom en dit zal een hogere daalsnelheid als gevolg hebben (soms maakt men positief gebruik van slippen om te dalen bij gebrek aan of falen van de remkleppen).

5.3.6 Combinatie van de stuurorganen in de bocht

In een gecoördineerde bocht zal men steeds de stuurorganen combineren. Bij een linkerbocht zal men inclinatie nemen naar links door de stuurknuppel naar links te bewegen en men zal zorgen dat het toestel giert in de juiste richting door de linkervoet in te drukken. Omdat de neus wil zakken (inclinatie van de liftvector, zodat de verticale liftcomponent

tijdelijk het gewicht niet langer compenseert) zal men de stuurknuppel licht naar zich toe trekken om de standhoek constant te houden. Dit verhoogt de invalshoek, dus de lift en de verticale component, zodat een nieuw evenwicht van de krachten ontstaat.

Hetzelfde gebeurt in een rechterbocht maar de stuurknuppel wordt naar rechts bewogen en het rechter voetenstuur wordt ingedruwd.

Van zodra men de gewenste helling heeft bereikt, zal men de stuurknuppel en voetenstuur terug neutraal brengen. In een bocht zal de vleugel aan de buitenkant van de bocht steeds meer relatieve snelheid hebben dan deze aan de binnenzijde. Dit kleine verschil zorgt ervoor dat het zweefvliegtuig met de stuurorganen neutraal, toch meer helling wil nemen. Men compenseert dit door met de stuurknuppel een beetje tegen te sturen (een beetje naar rechts in een linker bocht, een beetje naar links in een rechterbocht).

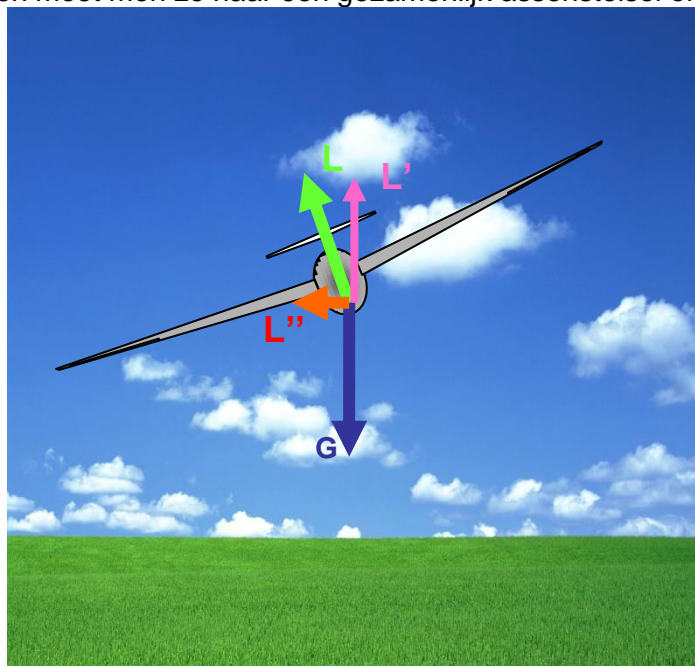
Visuele ezelsbruggetjes:

- bij het gebruik van het balletje: voetbal spelen, de bal wegschoppen;
- bij het gebruik van het piefje: het piefje is een pijltje dat wijst naar de in te drukken voet – of: je moet de opening tussen het piefje en de langsas dichtstampen;
- voor beide: de voet trekt het piefje aan en stoot het balletje af.

5.4 Controle van het zweefvliegtuig

5.4.1 Schijnbaar gewicht en wijziging van de lift in functie van de inclinatie

In een rechtlijnige horizontale vlucht werken de lift en het gewicht van een vliegtuig in dezelfde lijn. Dit wil zeggen dat de lift volledig het gewicht opheft. Als men daarentegen een bocht maakt, werkt de lift nog steeds loodrecht op het vliegtuig, maar is het vliegtuig met de inclinatiehoek (I) gekanteld. De lift werkt nu niet meer in dezelfde richting als het gewicht en men kan de krachten niet meer optellen of aftrekken. Om de krachten terug te kunnen optellen of aftrekken moet men ze naar een gezamenlijk assenstelsel ontbinden.



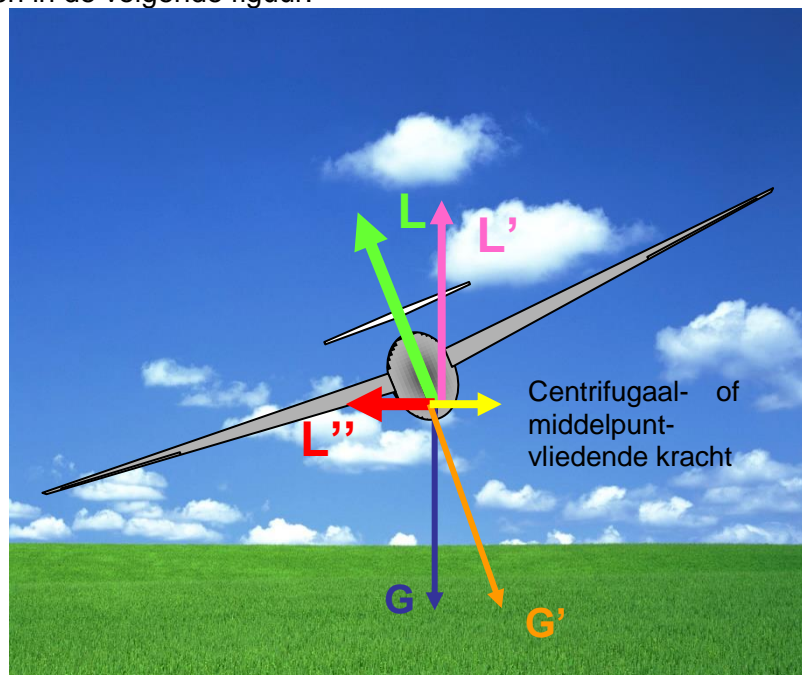
Figuur 74: vermindering van de lift in een bocht

Figuur 74 toont een vliegtuig in een linker bocht met een bepaalde inclinatie. Als men de lift ontbindt, kan men een afgeleide kracht L' terugvinden die in dezelfde lijn (maar

tegenovergestelde richting) als het gewicht werkt, en een kracht L'' die naar links is georiënteerd en zo de bocht veroorzaakt.

Men kan opmerken dat de ontbonden liftcomponent L' kleiner zal zijn dan het gewicht G . Het vliegtuig zal als gevolg van deze vermindering in de resulterende liftcomponent gaan dalen, waardoor de neus naar beneden gaat. Het resultaat is dat hierdoor de snelheid oploopt. Men voorkomt het oplopen van de snelheid door de stuurknuppel naar achter te bewegen, waardoor de aanvalshoek vergroot, waardoor dan weer de totale lift L groter wordt en de ontbonden liftcomponent L' ook groter zal worden en opnieuw het gewicht kan compenseren.

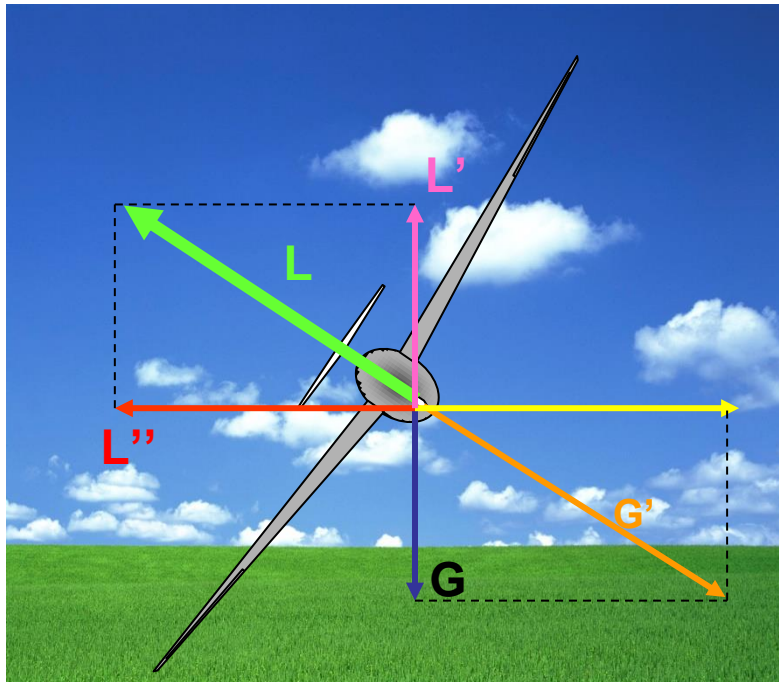
Hoe meer inclinatie men neemt, des te meer de horizontale component L'' van de lift toeneemt en de verticale component L' afneemt. Als we het gewicht ontbinden ten opzichte van de dwarsas en topas bekomen we het resulterende gewicht of "schijnbaar gewicht" G' . Dit is weergegeven in de volgende figuur.



Figuur 75: vermindering van de lift in een bocht

Het schijnbaar gewicht (G') zal toenemen in een bocht door de aanwezigheid van de centrifugaalkracht of middelpuntvliedende kracht. Praktisch kan men deze kracht ondervinden wanneer men een gewicht aan een slinger ronddraait. Men drukt deze schijnbare vergroting van het gewicht uit door middel van de belastingsfactor (ook wel het G-getal genoemd): belastingsfactor = G'/G

Hoe groter de inclinatie, des te groter het schijnbaar gewicht en des te hoger de belastingsfactor. Dit is weergegeven in figuur 27. In de figuur zijn $L' \ll L$ en $G' \gg G$.



Figuur 76: het schijnbaar gewicht in een scherpe bocht

Indien het schijnbaar gewicht 3 keer het ware gewicht bedraagt, zullen de piloot en het vliegtuig 3 G ondervinden (belastingsfactor 3). Elk toestel heeft een maximum belastingsfactor, zowel voor positieve belastingen als negatieve belastingen. Het is belangrijk dat men tussen deze twee limieten blijft om structurele schade aan het toestel te vermijden. Dit kan men vaststellen aan de hand van een G-meter, die echter enkel in kunstvluchttoestellen wordt ingebouwd. Ter info: bij 45° inclinatie in een bocht bedraagt de belastingsfactor 1,44, bij 60° is dat 2, nog steeds ruim onder de limiet qua stevigheid.

5.4.2 Minimumsnelheid in de bocht

Zoals hoger gezegd, zal bij het inzetten van een bocht de neus van het toestel omlaag gaan of het toestel meer gaan dalen. Men zal dit dalen van de neus en het vliegtuig compenseren door de aanvalshoek te vergroten. Bij een constante snelheid zal daarom de aanvalshoek groter moeten zijn in een bocht dan in een rechtlijnige horizontale vlucht. Daardoor komt men dicht bij de kritische aanvalshoek, die constant is. Dit wil zeggen dat de overtreksnelheid in een bocht toeneemt. We zullen dus uit veiligheidsoverweging vooraf onze snelheid iets opvoeren indien we traag vlogen en een scherpe bocht willen nemen.

5.4.3 Onderling verband bochtenstraal – inclinatie – snelheid – giersnelheid

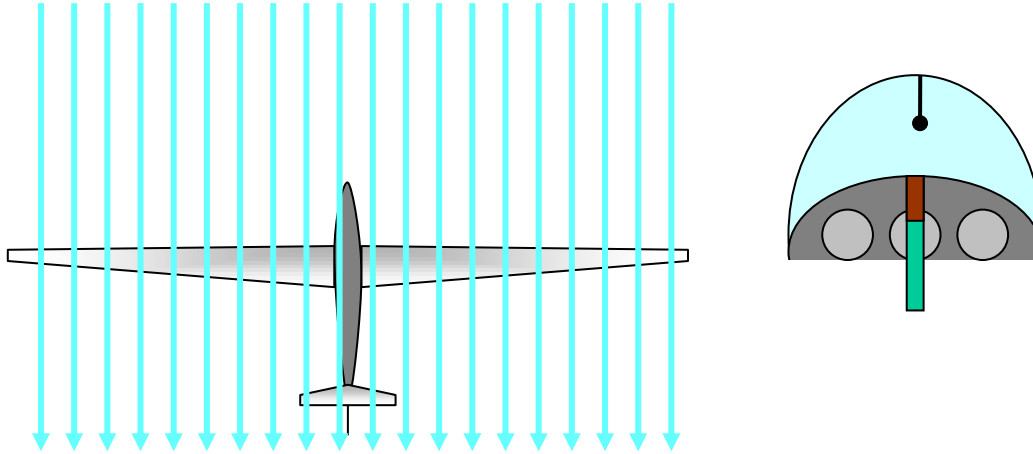
Bij constante snelheid zal de bochtenstraal groter zijn bij een kleinere inclinatie dan bij een grotere inclinatie. Daarentegen zal de giersnelheid groter zijn bij een grotere inclinatie.

Bij constante inclinatie zal de bochtenstraal groter zijn bij hogere snelheid dan bij lagere snelheid.

Om een bocht te maken met een welbepaalde bochtenstraal, zal men een bepaalde inclinatie moeten nemen met een daarmee gekoppelde welbepaalde snelheid.

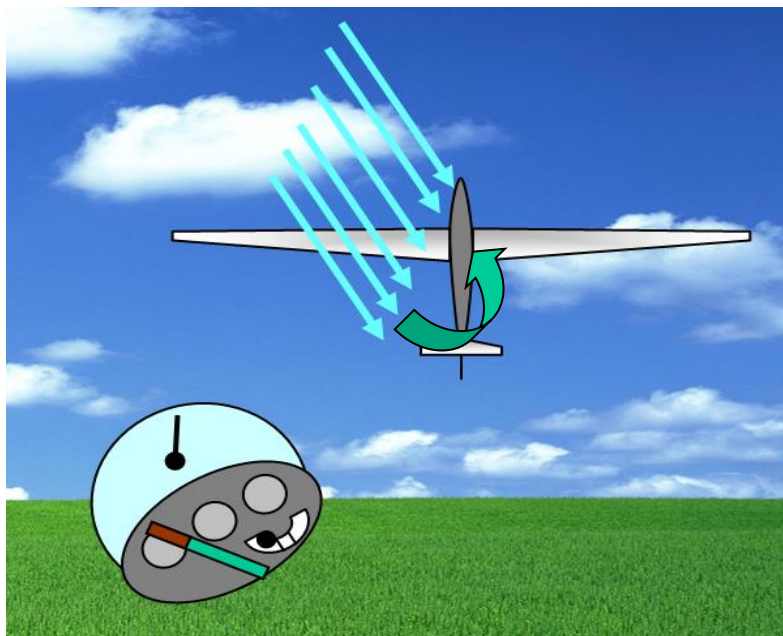
5.4.4 Schuivende (gevaar!) en slippende bochten

Op de cockpitkap van het zweefvliegtuig wordt altijd een koordje (piefje) gekleefd dat de richting van de relatieve luchtstroom aanduidt. In een correcte rechtlijnige vlucht wordt het toestel symmetrisch omstroemd en staat het piefje in de langsrichting. De aanvalshoek van linker en rechter vleugel zullen gelijk zijn.



Figuur 77: functie van het piefje

Ook in een gecoördineerde bocht is een bocht zal de luchtstroom het zweeftoestel recht aanstromen (parallel met de langsas). Het zweefvliegtuig heeft op dat ogenblik de kleinste mogelijke weerstand, en dat is de ideale situatie. Om een gecoördineerde bocht te bekomen, dient men zowel gebruik te maken van de stuurknuppel als het voetenstuur. Indien men een bocht enkel inzet door de stuurknuppel links of rechts te bewegen, zal deze niet gecoördineerd zijn. Dit is weergegeven in figuur 29.

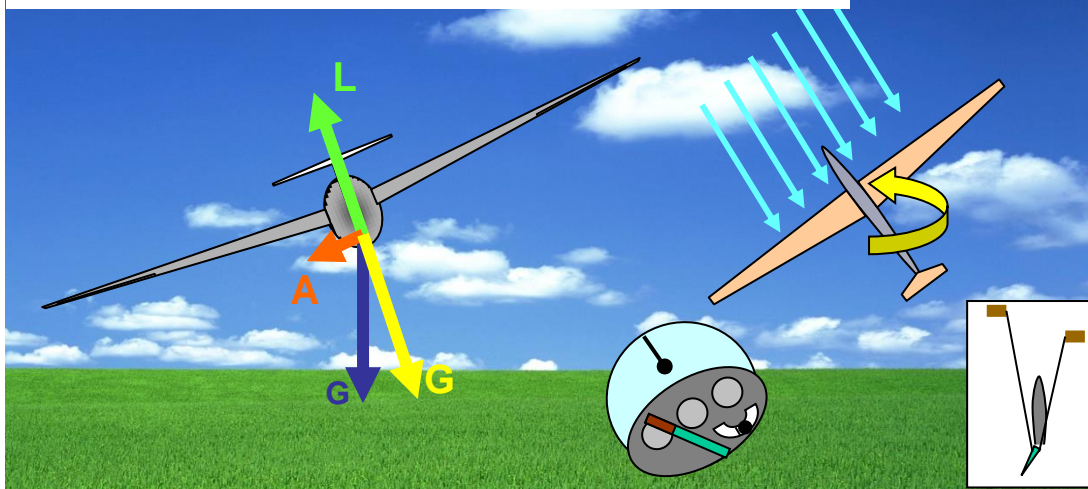


Figuur 78: bochten zonder voetenstuur

Als men de stuurknuppel naar links beweegt, gaat door het haakeffect de neus naar rechts. De relatieve luchtstroom blaast het vliegtuig aan de linkerzijde aan. Het "piefje" wijst naar rechts en het balletje naar links. Het balletje gaat naar links omdat het schijnbare gewicht de lift niet compenseert. Door het windhaaneffect richt het zweefvliegtuig zich automatisch in de relatieve wind en gaat alsnog in een gecoördineerde bocht over. Om ongecoördineerd

vliegen te vermijden bij het inzetten van de bocht, zal men gebruik maken van het voetenstuur om het haakeffect tegen te werken. Dit is weergegeven in figuur 30.

Bij een gecoördineerde bocht zal men het voetenstuur samen met de rolroeren moeten gebruiken om de bocht in te zetten en het haakeffect tegen te werken



Figuur 79: de gecoördineerde bocht

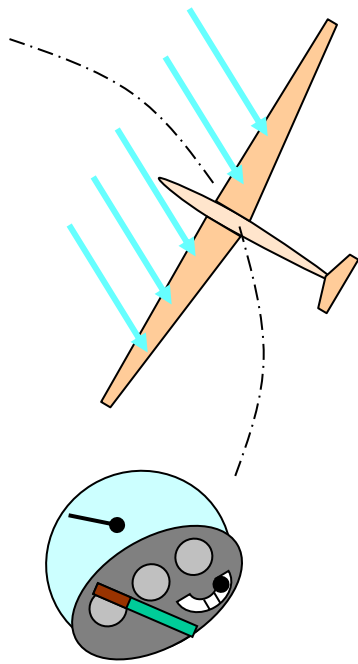
Eens in een stabiele gecoördineerde bocht kan men de stuurorganen terug neutraal brengen en met kleine correcties (indien nodig) de bochtstraal en inclinatie constant houden of controleren. Indien een bocht niet gecoördineerd wordt uitgevoerd, kan men twee situaties onderscheiden.

- **De schuivende bocht**

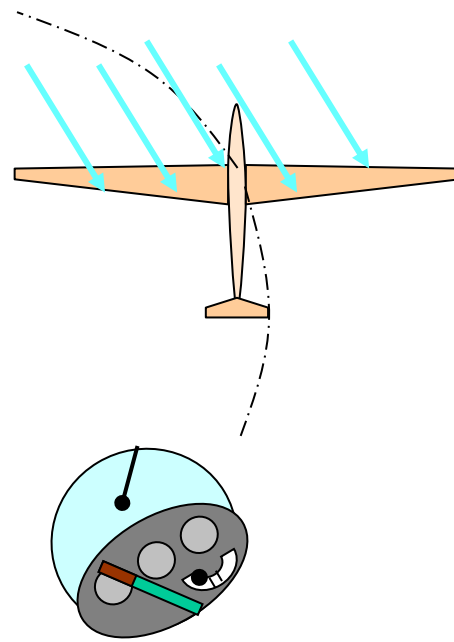
Er wordt te veel voet gegeven (of te weinig inclinatie) zodat de relatieve luchtstroom het vliegtuig langs de buitenzijde van de bocht aanstroemt. Bij een schuivende bocht ondervindt de binnenste vleugel een geringere relatieve luchtstroom: hij wordt vertraagd en gedeeltelijk afgeschermd door de romp. Indien men dan de aanvalshoek vergroot en de kritische aanvalshoek bereikt, zal deze vleugel overtrekken. Deze situatie is gevaarlijk daar het een tolvlucht kan veroorzaken. Bij lage hoogte is dit meestal dodelijk.

Het koordje of “piefje” hangt in deze situatie aan de binnenzijde van de bocht zoals aangegeven in

. Het balletje situeert zich aan de buitenzijde omwille van de middelpuntvliedende kracht die overheerst.



Figuur 80: schuivende bocht



Figuur 81: slippende bocht

- **De slippende bocht**

In een slippende bocht wordt er te weinig voet gegeven of te veel inclinatie, zodat de relatieve luchtstroom het vliegtuig langs de binnenzijde van de bocht aanstroomt. Een slippende bocht is minder gevaarlijk dan een schuivende bocht. De binnenste vleugel ondervindt nog steeds voldoende relatieve luchtstroom en wordt niet door de romp afgeschermd. Zie Figuur 32.

Het koordje hangt aan de buitenzijde van de bocht en het balletje aan de binnenzijde. Het vliegtuig zal meer weerstand opbouwen door het niet opgelijnd zijn van de romp met de luchtstroom en dit zal een hogere daalsnelheid als gevolg hebben (soms maakt men positief gebruik van slippen om te dalen bij gebrek aan of falen van de remkleppen).

5.4.5 Combinatie van de stuurorganen in de bocht

In een gecoördineerde bocht zal men steeds de stuurorganen combineren. Bij een linkerbocht zal men inclinatie nemen naar links door de stuurknuppel naar links te bewegen en men zal zorgen dat het toestel giert in de juiste richting door de linkervoet in te drukken. Omdat de neus wil zakken (inclinatie van de liftvector, zodat de verticale liftcomponent tijdelijk het gewicht niet langer compenseert) zal men de stuurknuppel licht naar zich toe trekken om de standhoek constant te houden. Dit verhoogt de invalshoek, dus de lift en de verticale component, zodat een nieuw evenwicht van de krachten ontstaat.

Hetzelfde gebeurt in een rechterbocht maar de stuurknuppel wordt naar rechts bewogen en het rechter voetenstuur wordt ingedruwd.

Van zodra men de gewenste helling heeft bereikt, zal men de stuurknuppel en voetenstuur terug neutraal brengen. In een bocht zal de vleugel aan de buitenkant van de bocht steeds meer relatieve snelheid hebben dan deze aan de binnenzijde. Dit kleine verschil zorgt ervoor dat het zweefvliegtuig met de stuurorganen neutraal, toch meer helling wil nemen. Men compenseert dit door met de stuurknuppel een beetje tegen te sturen (een beetje naar rechts in een linker bocht, een beetje naar links in een rechterbocht).

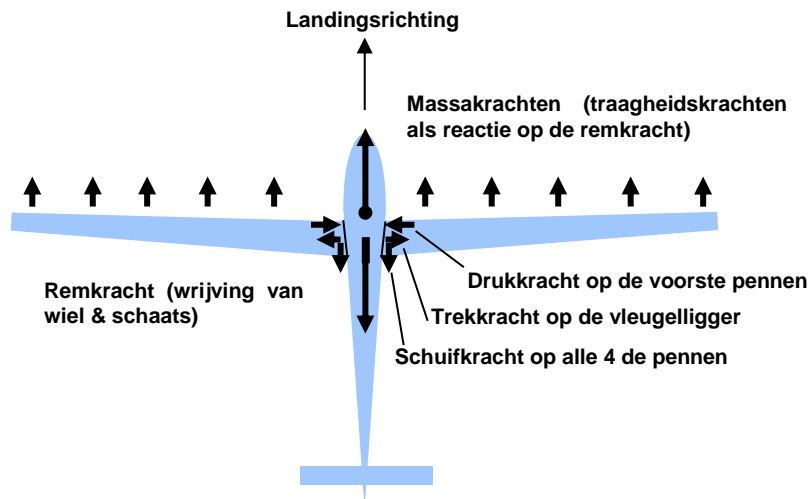
Visuele ezelsbruggetjes:

- bij het gebruik van het balletje: voetbal spelen, de bal wegschoppen;
- bij het gebruik van het piefje: het piefje is een pijltje dat wijst naar de in te drukken voet – of: je moet de opening tussen het piefje en de langsas dichtstampen;
- voor beide: de voet trekt het piefje aan en stoot het balletje af.

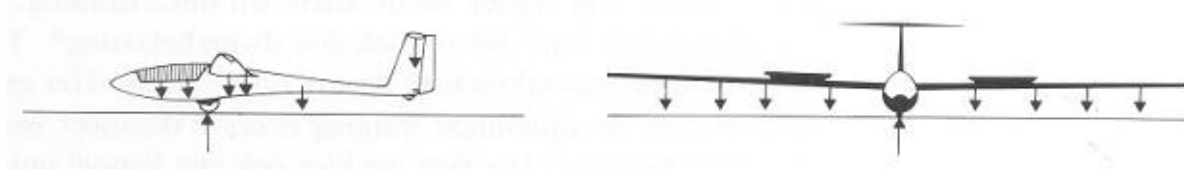
5.5 Belastingen die op een zweefvliegtuig inwerken

5.5.1 op de grond (landing)

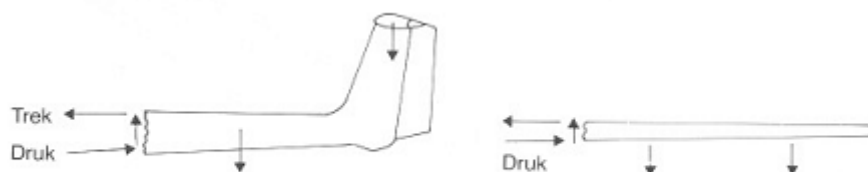
Bij een **correcte landing**, waarbij het vliegtuig met een daalsnelheid gelijk aan nul aan de grond komt, wordt de draagkracht van de vleugel geleidelijk overgenomen door de reactie van de aardbodem op het wiel. Door het gelijktijdig afremmen ontstaan voorwaartse traagheidskrachten op het hele vliegtuig. Door de voorwaartse massakrachten die inwerken op de vleugels (terwijl de romp afremt door de wrijving van wiel & schaats met de grond) kan vooral de **vleugel-rompverbinding** hoog worden belast.



Wanneer **te hoog wordt afgevangen** kan het toestel wanneer het doorzakt met een klap op het wiel terecht komen. Alle neerwaartse massakrachten moeten worden opgevangen door het wiel. Verder veroorzaken deze neerwaartse massakrachten een neerwaartse buiging van de romp en de vleugels.



Hierbij ontstaan drukspanningen in de romp- en vleugelonderkant en trekspanningen in de bovenkant.



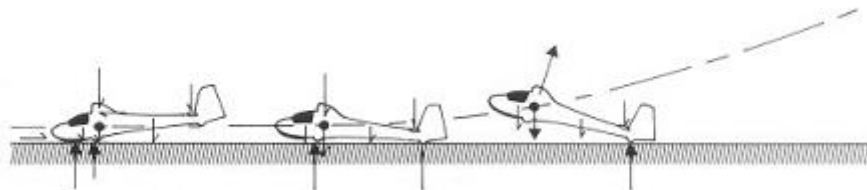
De drukspanningen kunnen tot **stuikbreuken** leiden. Vooral bij de **staalbuisrompen** zoals bij Ka-7, Ka-8 kan vaak een stuikbreuk ontstaan in de staalbuis ondergording, ongeveer achter het wiel, waar de dubbele buis overgaat in de enkele. Hierdoor staat dan de hele romp krom, de zogenaamde “banaan”.

Ook in hout of glasvezel kunnen stuikbreuken ontstaan. Het is eveneens mogelijk dat de huidplaten van de gordingen en spanten of ribben losspringen. Uiteraard zouden er ook scheuren kunnen ontstaan bovenaan de romp en de vleugels waar trekspanningen heersen, maar dat komt in de praktijk minder vaak voor.

Wanneer te **veel wordt afgevangen**, of met **te weinig snelheid** wordt geland, komt het voor dat het toestel met een klap op de grond komt, wat door hoofdwiel en staartslof moet worden opgevangen. In dit geval zal het rompachterstuk omhoog worden gebogen, waardoor trekspanningen aan de onderkant en drukspanningen aan de bovenkant van de romp ontstaan.



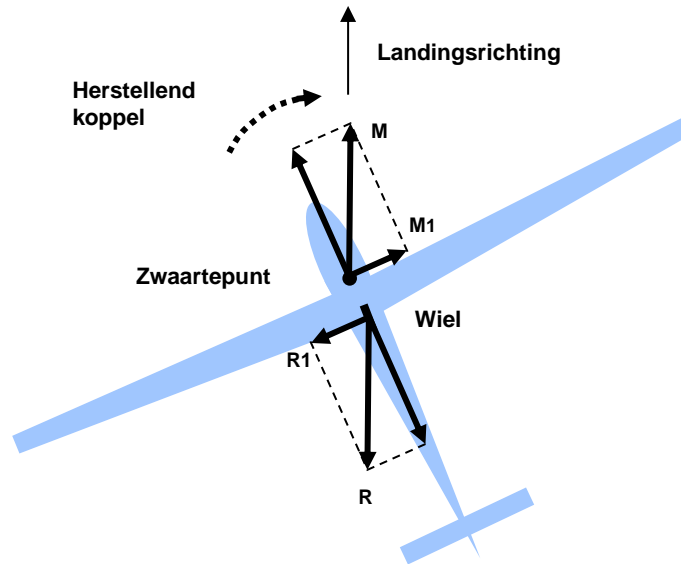
Wordt deze slechte landing gemaakt met een zweefvliegtuig dat het wiel achter het zwaartepunt heeft (bijv. Ka-13, Ka-8) dan zal dit voorover duiken tot de schaats tegen de grond komt. Hierbij kunnen dus grote krachten op de schaatsbevestiging komen.



Traverserende landing: gebeurt wanneer het toestel na afvangen de grond raakt terwijl de langsas van het toestel **niet** samenvalt met de landingsrichting. Hierdoor ontstaat een behoorlijke zijdelingse remkracht (**R1**) op het wiel, en een tegenwerkende massakracht (**M1**) door het zwaartepunt.

- **Ligging van het wiel achter het zwaartepunt**

Zit het wiel zoals getekend, achter het zwaartepunt, dan ontstaat een koppel dat het traverseren tegenwerkt en het toestel terug in de landingsrichting wil doen draaien.



M Voorwaartse massakracht (of traagheidskracht) door het zwaartepunt

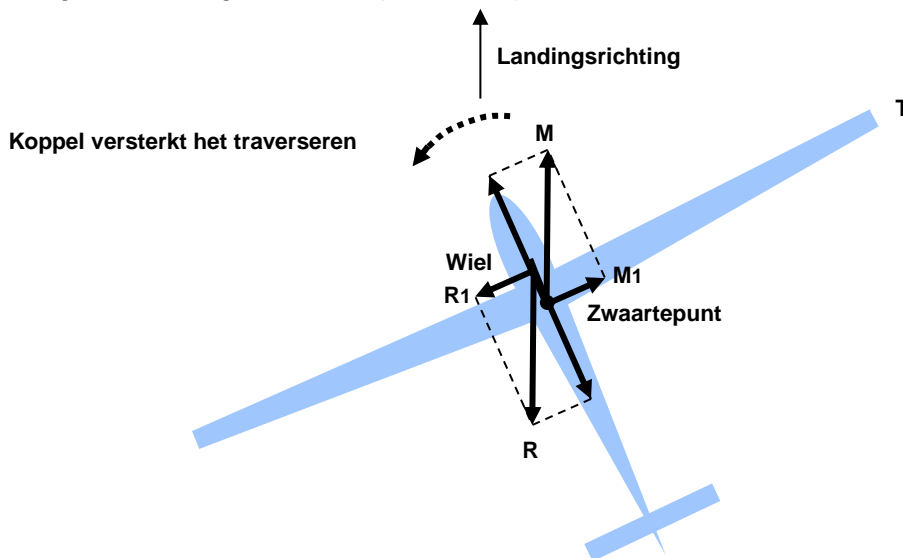
M1 Zijwaartse component van de massakracht

R Achterwaartse remkracht op het wiel

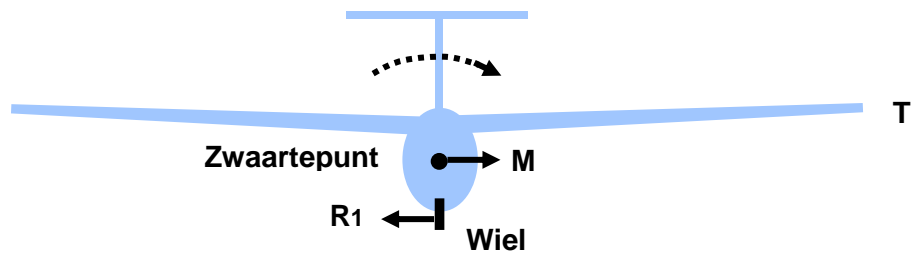
R1 Zijwaartse component van de remkracht op het wiel

- **Ligging van het wiel voor het zwaartepunt**

Traverserende landingen kunnen, vooral bij zweefvliegtuigen met het wiel voor het zwaartepunt, tot gemene reacties leiden. Zit zoals getekend, de ligging van het wiel voor het zwaartepunt, dan gaat het krachtenkoppel $M1 - R1$ het traverseren eerder versterken. Dit is een meer ongunstige situatie: het toestel zal de neiging hebben om verder uit de koers weg te draaien. Dit kan zelfs leiden tot een grondzwaai, zonder dat een vleugel eerst de grond raakt (zie verder).



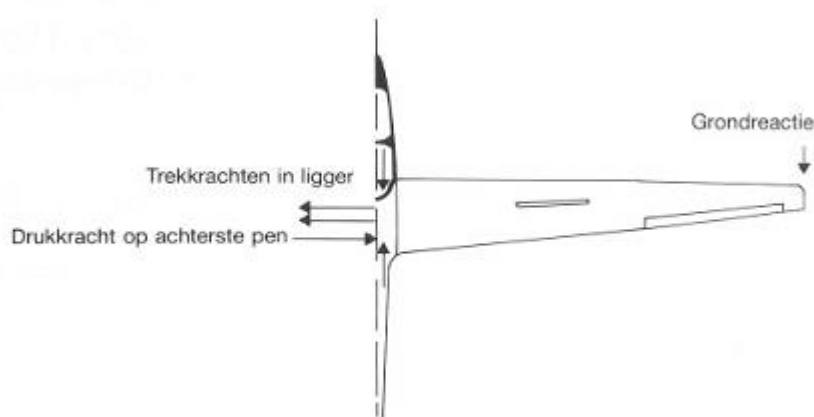
Bij de constructie -wiel voor het zwaartepunt- bestaat tevens een groter gevaar dat bij een traverserende landing de voorste vleugeltip (T) de grond raakt met mogelijk een grondzwaai tot gevolg. Dit komt doordat de aangrijpingspunten van de zijdelingse remkracht (R1) op het wiel en de zijdelingse massakracht (M1) op het zwaartepunt, vertikaal gezien van elkaar verwijderd liggen waardoor een neiging tot rolbeweging om de langsas ontstaat.



Rolneiging veroorzaakt door het verticaal krachtenkoppel. Hierdoor kan de “voorste” vleugel (T) de grond raken. Dit effect is meer dominant aanwezig bij de constructie - wiel voor het zwaartepunt - omwille van de versterking van het traverseren, dus grotere kans op grondzwaai

Raakt de staartslof al de grond, dan komt hierop ook een **dwarsbelasting**. Het gevolg kan zijn dat de romp door zijdelingse buiging en torsie breekt.

Grondzwaai: kan gebeuren wanneer een vleugeltip de grond raakt, dit als gevolg van een getraverseerde landing of doordat de piloot de vleugels onvoldoende lang evenwijdig met de grond gehouden heeft na het afvangen. Ook kan in hoog gras bij het uitrollen (of zelfs bij de start) een vleugel vastraken met grondzwaai tot gevolg.



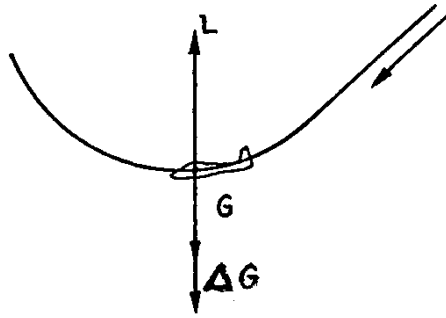
Hierbij wordt vooral de **vleugel-rompverbinding** zwaar belast. Zoals reeds vermeld kan de romp breken indien de staartslof mee de grond raakt en niet vrij kan meedraaien (bv. in hoog gras).

5.5.2 in vlucht

De krachten in vlucht worden kunnen onderverdeeld worden in **manoeuvreerkrachten** en krachten veroorzaakt door **turbulentie**.

Manoeuvreerkrachten: worden veroorzaakt via het besturen van het toestel: plotseling optrekken, bochten. Door deze bewegingen ontstaat een schijnbaar gewicht (groter dan het normale gewicht) dat wel degelijk fysisch op het toestel en de piloot inwerkt. De verhouding tussen het schijnbaar gewicht G_{sch} en het reële gewicht G (bij normale rechtlijnige vlucht) is de **belastingfactor n** .

Plotseling optrekken is een typisch manoeuvre waarbij een hoge belastingfactor n kan bereikt worden.

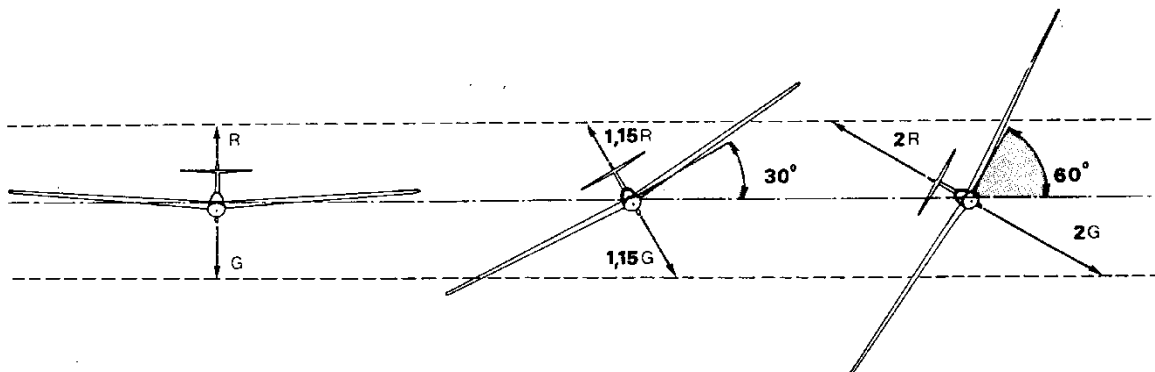


Door het optrekken verhoogt zeer kortstondig de invalshoek waardoor de draagkracht **L** kortstondig toeneemt. Deze grotere lift wordt gelijktijdig gecompenseerd met een schijnbaar gewicht **Gsch** >> **G** (gewoon gewicht) waardoor een belastingsfactor **n** > 1 bereikt wordt.

$$G_{sch} = G + \Delta G = -L$$

$$N = \frac{G_{sch}}{G}$$

Onderstaande figuur toont aan dat ook tijdens een bocht het schijnbaar gewicht toeneemt bij toenemende helling (bv. **Gsch** = **2G** bij 60° helling) en dus ook de belastingsfactor **n**. In vergelijking met het manoeuvre "plotseling optrekken" is de opbouw van de belastingsfactor **n** in bocht minder brutaal.



inclinatie	0°	10°	20°	30°	40°	50°	60°	70°	80°
n	1	1,02	1,06	1,15	1,3	1,6	2,0	2,9	5,8

Bij brusk optrekken is belastingsfactor **n** gelijk aan het kwadraat van de verhouding **V** (gevlagen snelheid) / **Vsl** (overtreksnelheid bij 1 G).

$$n = \frac{C_{L \max} \cdot V^2}{C_{L \max} \cdot V_{sl}^2} = \left(\frac{V}{V_{sl}} \right)^2$$

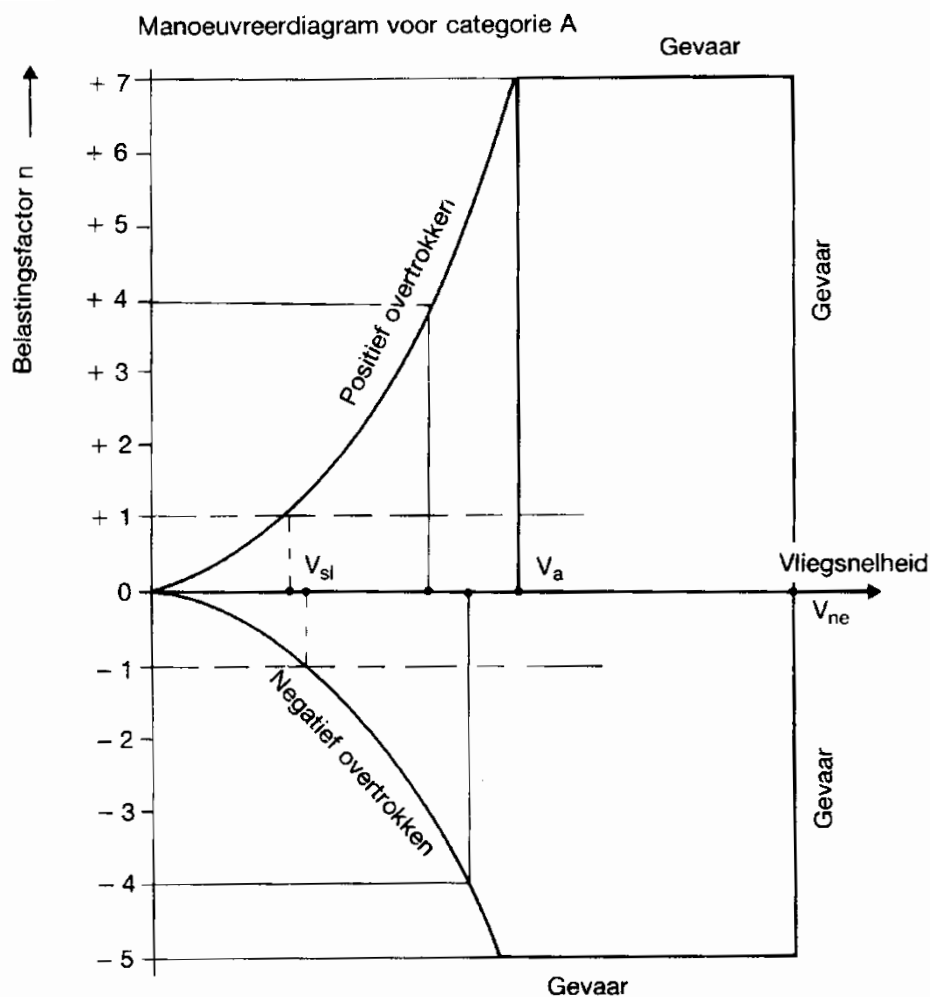
Vsl is de overtreksnelheid bij 1 G: bijv. 60 km/h. Door een plotselinge hoogteroeruitslag bij 120 respectievelijk 180 km/h wordt de kritische invalshoek overschreden. Het overtrekken bij snelheid **V** gebeurt bij een belastingsfactor van:

$$V = 60 \text{ km/h} \rightarrow n = \left(\frac{60}{60}\right)^2 = 1$$

$$V = 120 \text{ km/h} \rightarrow n = \left(\frac{120}{60}\right)^2 = 4$$

$$V = 180 \text{ km/h} \rightarrow n = \left(\frac{180}{60}\right)^2 = 9$$

Uitgezet in een grafiek (het manoeuvreerdiagram – hier voor een kunstvluchttoestel) krijgen we het volgende beeld:



De belastingfactor stijgt dus snel wanneer bij hoge snelheden de invalshoek wordt vergroot. Hierop is het zweefvliegtuig, tot een zekere grens, berekend. Het manoeuvreerdiagram hierboven toont de maximale belastingfactoren voor een zweefvliegtuig van de **categorie A** (mag kunstvluchten uitvoeren). De maximale belastingfactoren zijn hierbij $n = +7$ en $n = -5$.

Naaste de opwaartse belasting geldt dezelfde redenering nl. ook voor de neerwaartse of negatieve belasting (zoals bij rugvlucht of bij een plotselinge stuurknuppelbeweging naar voren). De vorm van de belastingkromme is in dit geval iets verschillend omdat de overtreesnelheid bij $n = -1$ (rugvlucht) normaal wat hoger zal zijn.

De meeste zweefvliegtuigen zijn ondergebracht in de **Categorie U (= Utility)**: niet of beperkt voor kunstvlucht geschikt zweefvliegtuig. De maximale belastingen $n = + 5,3$ en $n = -2,65$ zijn lager dan voor categorie A, en zijn enkel toegestaan tot de manoeuvreersnelheid. Daarboven verminderen de maximum toegelaten belastingsfactoren geleidelijk tot Vne: $n = + 4$ en $n = - 1,5$.

Op het manoeuvreerdiagram staan volgende vliegsnelheden aangeduid:

Overtreksnelheid VSL: bij deze snelheid bereikt men de kritische invalshoek bij belastingsfactor $n = 1$)

Manoeuvreersnelheid Va: maximale snelheid waarbij het zweefvliegtuig zonder gevaar positief kan worden overtrokken, waarbij $n = +7$ wordt bereikt (A klasse). Boven deze snelheid mag geen plotselinge volle roeruitslag worden gegeven, omdat de belastingsfactor $n = +7$ kan worden overschreden. Voor negatieve manoeuvres is de belastingsfactor kleiner ($n = -5$) omwille van constructie-eigenschappen. **Va** wordt niet op de snelheidsmeter aangegeven. Anderzijds is de **VA** vaak gelijk of gelijkaardig aan de **VRA**.

Maximale snelheid VNE (V Never Exceed): Deze begrenzing is bijv. het gevolg van de achterwaartse belasting op de vleugel door de weerstand, de grote neerwaartse staartbelasting bij hoge snelheid of het fluttergedrag van het vliegtuig. Bij moderne zweefvliegtuigen mogen de remkleppen (voorzichtig) tot **VNE** geopend worden. Wanneer een zweefvliegtuig buiten controle is, moeten de remkleppen geopend worden vooraleer **VNE** bereikt wordt, zo is er meer kans dat de snelheid beneden **VNE** blijft. Tot in de jaren 60 moesten de remkleppen van standaardklasse zweefvliegtuigen de snelheid beperken tot beneden de **VNE**, zelfs in verticale duikvlucht. Met de betere glijhoek van de kunststof toestellen is deze norm vervallen, omdat die niet meer haalbaar was. **VNE** wordt op de snelheidsmeter aangegeven als een rode streep op het einde van de gele boog.

Maximale snelheid in turbulente lucht VRA (allowable Rough Air speed): (wordt aangeduid in een apart diagram = remousdiagram). Dit is de hoogst toegelaten snelheid bij sterke turbulenties. Tot deze snelheid is het zweefvliegtuig bestand tegen verticale windstoten van $+15$ m/s en -15 m/s. **VRA** wordt op de snelheidsmeter aangegeven als de grens tussen de groene en gele boog. Bij turbulent weer zal men dus binnen het groene bereik blijven vliegen, tussen **VSL** en **VRA**.

Wanneer men aan hoge snelheid plots een turbulente zone binnenvliegt, is het afgeraden om door bruusk aan de stuurknuppel te trekken de snelheid te willen verminderen. Trekken aan de stuurknuppel leidt immers tot invalshoekvergroting, wat snel tot overbelasting of zelfs breuk kan leiden.

Andere snelheden in het vlieghandboek genoemd:

VW : de max. liersnelheid

VT: de max. sleepsnelheid

VF: max. snelheid met welvingskleppen positief (= neergelaten om de profielkromming en dus de lift te vergroten) – soms zijn er verschillende, overeenkomstig de verschillende positieve flapstanden.

Het is niet zo dat een zweefvliegtuig bij overschrijding van de toegelaten belastingsfactor ogenblikkelijk zal breken. De ontwerper past bovenop de belastingsfactor n nog een afwijking toe: de **veiligheidsfactor**. Deze bedraagt **1,5**. De veiligheidsfactor is bedoeld om fouten op te vangen in het materiaal, de rekentechniek, de belastingsaanname enz., en niet om bewust belastingsgrenzen te kunnen verleggen.

Voor boutverbindingen (bv. de hoofdbouten) wordt meestal een hogere veiligheidsfactor voorgeschreven.

rekenfactor: product van **belastingsfactor n x veiligheidsfactor**, dus bij de categorie A zweefvliegtuigen is de rekenfactor $1,5 \times 7 = 10,5$.

Belastingsfactor tijdens lierstart:

De belastingen tijdens de lierstart zijn veel hoger dan bij de sleepstart. Dit komt omwille van de hoge draagkracht die de vleugel moet opbrengen om zowel de trekkracht van de lierkabel (**T**) als het gewicht van het toestel (**G**) compenseren. Om dit te realiseren is de invalshoek aanmerkelijk groter. De vleugel buigt vaak erg door.

5.6 Overtrekken en tovlucht

5.6.1 Overtrekken

Het overtrekken van een toestel wordt bepaald door het bereiken van de **kritische aanvalshoek** van een profiel. Bij die aanvalshoek kan de luchtstroom het profiel niet meer volgen en zal loslaten, resulterend in een plotse afname van de lift. Bij het overtrekken is de weerstand eveneens zeer groot omwille van het grote frontale oppervlak dat de vleugel vormt in de aanstromende lucht en van de turbulente stroming rond het vleugelprofiel.

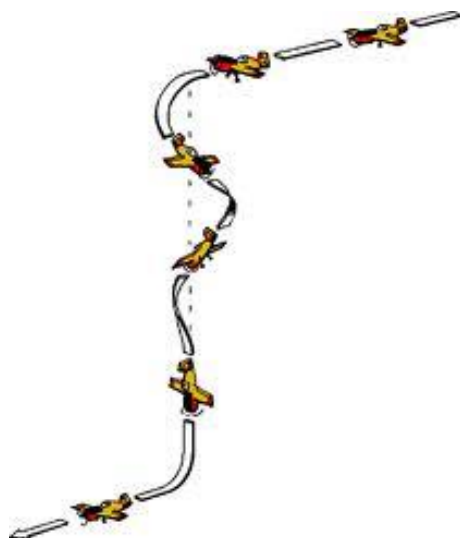
Het toestel zal een neuslastig moment ondervinden door het wegvallen van de lift en bijgevolg terug snelheid winnen indien het zwaartepunt voldoende naar voor ligt.

De grootte van de kritische aanvalshoek is nagenoeg onafhankelijk van het type profiel, maar kan bij elke snelheid bereikt worden, afhankelijk van de belastingsfactor. Wat men doorgaans "overtreksnelheid" noemt, is feitelijk de overtreksnelheid bij 1 G (belastingsfactor 1).

5.6.2 Tolvlucht

5.6.2.1 onderscheid tovlucht / spiraalduik

Figuur 82: tovlucht



Er is een duidelijk verschil tussen een tovlucht en een spiraalduik en de herstelprocedures zijn opmerkelijk verschillend, zodat het heel belangrijk is deze twee te onderscheiden. De spiraalduik is een (niet overtrokken) gestuurde draaiende beweging met veel dwarshelling, waarbij de controle over de snelheid verloren wordt: de snelheid loopt op, de G-krachten ook, en overbelasting kan optreden. Trekken aan de knuppel werkt snelheidsverhogend. Noodprocedure: zie 2.5.3.

Bij de tovlucht valt, door een asymmetrisch overtrekken van de vleugels, één vleugel weg. Het vliegtuig gaat in een schroefbeweging naar beneden tollen (autorotatie) waarbij de vleugel overtrokken blijft. De vleugel heeft nagenoeg geen relatieve voorwaartse snelheid ten opzichte van de luchtmassa (soms gaat de

binnenvleugel zelfs naar achter). De snelheid van het zweefvliegtuig loopt niet op. De verticale snelheid levert een turbulente stroming rond de vleugel, vandaar dat die overtrokken blijft.

Opmerking: een poging om in de beginfase het wegvallen van de vleugel tegen te gaan met de rolroeren, verergert alleen de situatie: door het rolroer naar beneden uit te slaan, vergroot de kromming van de vleugel, dus de aanvalshoek, die al boven de kritische aanvalshoek ligt. De vleugel blijft overtrokken.

5.6.2.2 *herstel - standaardprocedure*

Men zal de tolvlucht stoppen door:

- rolroeren neutraal te houden;
- vol tegen te sturen met het richtingsroer (vol tegenvoet geven);
- de stuurknuppel naar voor te duwen om snelheid te winnen en zo weer voldoende lift op te wekken. Hierbij niet overdrijven, anders komt men in een overdreven steile duikvlucht of zelfs in rugvlucht. De maat is hier: als het tollen stopt, is er genoeg geduwd;
- men brengt het voetenstuur neutraal zodra de draaiing gestopt is;
- men kan nu met de stuurknuppel afvangen uit de duikvlucht waarin men zich bevindt en de neusstand terug normaal brengen. Niet te hard optrekken om het toestel niet te overbelasten en geen secundaire overtrek te veroorzaken.

Merk op dat de standaardprocedure gegarandeerd moet werken in minder dan één omdraai, op alle moderne toestellen ontworpen conform de Europese norm CS-22 (of de vroegere JAR-22). Het is niet noodzakelijk de meest efficiënte manier, maar meestal wel. Oudere toestellen (o.a. die met een V-staart) kunnen afwijkende procedures vereisen: zie vliegtuighandboek.

Omdat het tolvluchtgedrag sterk beïnvloed wordt door de zwaartepuntligging, is het van levensbelang dat het zwaartepunt binnen de voorgeschreven limieten ligt. Daarbuiten is het niet noodzakelijk mogelijk om uit een tolvlucht te herstellen.

5.6.2.3 *snelheidscontrole bij afvangen na herstel*

Tijdens de duikvlucht na het herstel uit tolvlucht loopt de snelheid snel op. Men moet dus snel reageren om niet boven de V_{ne} te geraken. Desnoods gebruikt men tijdig de remkleppen om de versnelling tegen te gaan. Bij toestellen met welvingkleppen zal men die uit een positieve flapstand naar neutraal moeten brengen, om de maximale snelheid met positieve kleppen niet te overschrijden.

5.7 Index

A

aanvalsboord, 11
aanvalshoek, 12, 13, 14, 30, 40, 41, 44, 46, 47, 49
aerodynamische resultante, 12
assen rond een vliegtuig, 27
atmosferische druk, 4

B

baanhoek, 30
baanverandering in het verticale vlak, 30
balletje, 43, 49
belastingen, 51
belastingsfactor, 55
belastingsfactor, 15, 41, 46, 47, 54, 55, 56, 57, 58
belastingskromme, 56
bochtenstraal, 42, 47

C

centrifugaalkracht, 41, 46
correcte bocht, 31

D

daalsnelheid, 25
densiteit, 9
draagkracht, 4, 13
drukpunt, 14
drukweerstand, 7, 18
duikvlucht, 59
dwarsas, 27
dynamische druk, 4

F

flaps, 21

G

gecoördineerde bocht, 42, 43, 44, 48, 49, 50
geïnduceerde rol, 35
geïnduceerde weerstand, 7, 16, 18
gieren, 28
giersnelheid, 34, 42, 47
glijgetal, 22, 25
grondzwaai, 53, 54

H

haakeffect, 33, 43, 49
helling, 45, 50
hoogteroer, 28
horizon, 30

I

inclinatie, 31, 32, 36, 40, 41, 42, 44, 46, 47, 49
instelhoek, 31
interferentieweerstand, 7, 18
invalshoek, 30, 45, 50

K

koordje, 42, 44, 48, 49, 50
kritische aanvalshoek, 15, 41, 44, 47, 49, 58
kunstvluchttoestel, 56

L

laminair, 9
laminaire stroming, 11
landing, 51
langsas, 27, 30
langsstabiliteit, 29, 37, 39
lierstart, 58
lift, 12
liftcoëfficiënt, 15
look out, 31
luchtkusseneffect, 18

M

manoeuvreerdiagram, 56
manoeuvreerkrachten, 54
manoeuvreersnelheid, 57
maximale snelheid, 57
maximumsnelheid, 24
middelpuntvliedende kracht, 41, 44, 46, 49

N

neveneffect: geïnduceerde rol, 35; haakeffect, 33
neveneffect, 33

O

omslagpunt, 11
onderdruk, 6
overdruk, 6
overtrekken, 15, 58
overtreksnelheid, 20, 24, 55, 57

P

piefje, 42, 43, 44, 45, 48, 49, 51
pijlstelling, 38
polairdiagram, 15
Primaire beweging rond de assen, 27
profielweerstand, 7, 18

R

rekenfactor, 58
relatieve luchtstroom, 42, 43, 44, 48, 49, 50
remkleppen, 20
restweerstand, 19
richtingsroer, 29
richtingsstabiliteit, 30, 37, 38
roeren, 28
rollen, 27
rolroeren, 29, 32
rolstabiliteit, 29, 37
rugvlucht, 56

ruwheid, 9

S

schijnbaar gewicht, 40, 41, 45, 46, 47

schuivende bocht, 44, 49

skeletlijn, 11

slippende bocht, 44, 50

snelheid voor beste glijhoek, 20

snelheid voor geringste dalen, 20

snelheid voor minimum dalen, 24

snelheidspolaire, 19

spiraalduik, 58

staalbuisromp, 52

stabiliteit, 29, 37

stampen, 28

standhoek, 30, 31, 45, 50

statische druk, 4

stuikbreuken, 52

T

tipwervel, 16

tolvlucht, 44, 49, 58

tolvlucht stoppen, 59

topas, 27

totale weerstand, 18

traverserende landing, 52, 53

turbulent, 9

turbulente stroming, 11

turbulentie, 54, 57

V

V stelling, 37

veiligheidsfactor, 57

venturibuis, 5

VF, 57

vleugelkooorde, 11, 12

vleugelpolaire, 18

vleugelprofiel, 11

vleugelslankheid, 17

vliegtuigkarakteristiek, 19

vliegtuigpolaire, 19

vluchtboord, 11

VNE, 57

vormfactor, 8

vortex, 16, 17

VRA, 57

VT, 57

VW, 57

W

weerstand, 7, 10, 12, 14

weerstandscoëfficiënt, 15

welving, 11

welvingkleppen, 21

wet van Bernoulli, 5

wet van de continuïteit, 4

windhaaneffect, 43, 49

winglet, 17

wrijvingsweerstand, 7, 9, 10, 14, 18

Z

zwaartepunt, 14, 15, 40, 52, 53, 58