



5. Beginnelsen van het zweefvliegen



5. BEGINSELEN VAN HET ZWEEFVLIEGEN

(versie november 2020)

Beginselen van het zweefvliegen gaat over de aerodynamica van het zweefvliegen. De krachten die de langsstromende lucht op het vliegtuig uitoefent. Wanneer je de principes van de aerodynamica begrijpt, dan is er minder kans dat je bijvoorbeeld onbedoeld in een vrille terecht komt.

EASA (European Aviation Safety Agency) schrijft voor dat elke zweefvlieger op de hoogte moet zijn hoe je veilig met een zweefvliegtuig om moet gaan. Je moet weten waar de gebruiksgrenzen liggen en waarom je daar binnen moet blijven.

In de linker kolom zie je de stofomschrijving van EASA. In de rechter kolom zie je, vertaald in het Nederlands, welke onderwerpen je voor dit examenonderdeel moet kennen.

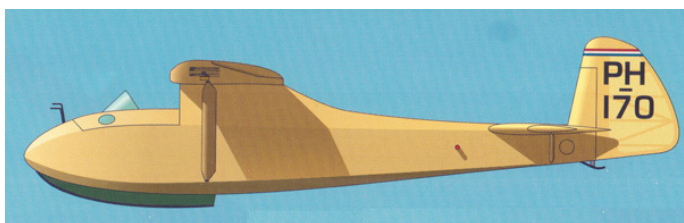
5. PRINCIPLES OF FLIGHT SAILPLANE	5. Beginselen van het zweefvliegen
5.1. AERODYNAMICS (AIRFLOW)	5.1. Aerodynamica
	5.1.1 De draagkracht
	5.1.2 De liftformule
	5.1.3 De weerstand
5.2. FLIGHT MECHANICS	5.2. Vliegmechanica
5.3. STABILITY	5.3. Stabiliteit
5.4. CONTROL	5.4. Besturingssysteem
5.5. LIMITATIONS (LOAD FACTOR AND MANOEUVRES)	5.5. Beperkingen (Belasting-factor en manoeuvreerdiagram)
5.6. STALLING AND SPINNING	5.6. Overtrek en vrille
5.7. SPIRAL DIVE	5.7. Spiraalduik



Bekijk op Youtube het filmpje *Ultimate freedom over een Schull Gleiter uit 1938*.

INLEIDING

Op dit schitterende filmpje zie je een SG-38. Een Schulleiter uit 1938. Spanwijdte 10,4 meter en een glijgetal van 8,3 bij 56 km/h. Met 1 km hoogte legt dit toestel 8,3 km af.



Hierboven zie je het eerste zweefvliegtuig van de Friese Aero

Club. Een Grunau Baby. Spanwijdte 13,20 m en een glijgetal van 17 bij 60 km/h. Dit toestel glijdt twee keer zo goed als de SG-38.



Dit is het nieuwste zweefvliegtuig van de FAC, een DG1001S. Spanwijdte 20 m en een glijgetal van 46 bij 120 km/h. Dit toestel glijdt 5 keer beter dan de SG-38.

In de 80 jaar dat het zweefvliegen zich verder heeft ontwikkeld, werd de spanwijdte van zweefvliegtuigen twee keer zo groot, gingen ze twee keer zo snel vliegen en wel vijf keer beter glijden. Dat heeft alles te maken met aerodynamica.

Beginnelsen van het zweefvliegen (Principles of flight sailplane) is door EASA verdeeld in vijf hoofdstukken. Die indeling wordt hier ook aangehouden. Het gaat in dit hoofdstuk over twee belangrijke onderwerpen:

- Aerodynamica (stromingsleer) beschrijft de krachten en momenten t.g.v. de omstromende lucht. De belangrijkste onderwerpen zijn: draagkracht (zie: 5.1.1) en weerstand (5.1.3).
- Vliegmechanica beschrijft de bewegingen van het zweefvliegtuig onder invloed van bovengenoemde krachten. Vliegmechanica wordt onderverdeeld in prestatieeler en vliegeigenschappen (zie 5.2). Prestatieeler gaat over de beweging van het vliegtuigzwaartepunt en vliegeigenschappen gaat over de bewegingen van het vliegtuig om het vliegtuigzwaartepunt.

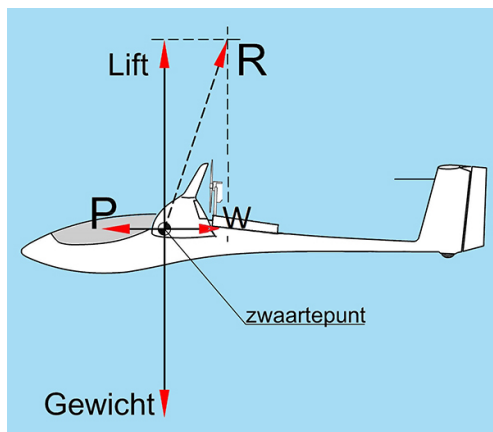
BEGRIPPEN EN DEFINITIES

Aerodynamica Aerodynamica gaat over de beweging van gassen. Met aerodynamica wordt hier de invloed van de bewegende lucht op het zweefvliegtuig bedoeld. De langsstromende lucht oefent krachten en momenten uit op het vliegtuig waardoor het kan vliegen. Kennis van die krachten is noodzakelijk om te begrijpen welke handelingen je wel en niet veilig met een zweefvliegtuig kunt uitvoeren.

Krachten Tijdens een horizontale vlucht met constante snelheid werken er vier krachten op een vliegtuig:

- 1 de draagkracht (in het Engels lift) die het vliegtuig in de lucht houdt
- 2 de zwaartekracht; de aantrekkingskracht van de aarde
- 3 voortstuwingskrachten; de kracht van bijvoorbeeld de propeller of de lierkabel
- 4 de weerstand (in het Engels drag)

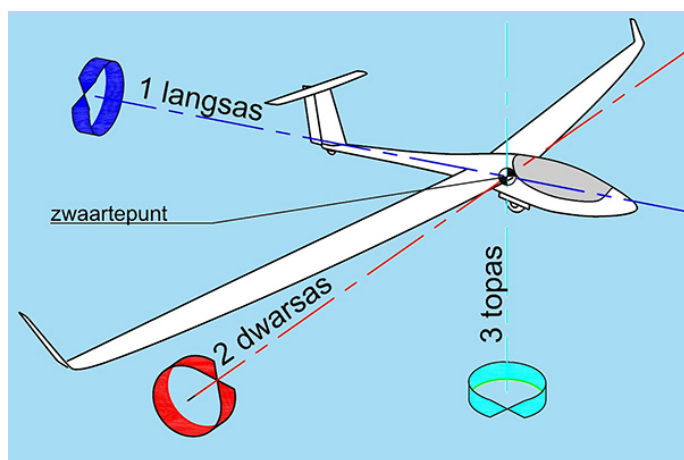
De lift heft de zwaartekracht op en de propeller heft de weerstand op. Deze krachten worden met pijlen weergegeven, een andere benaming voor deze pijlen is vectoren.



De lengte van de pijl geeft de grootte van de kracht aan, de stand van de pijl geeft de richting aan en de plaats (aangrijpingspunt) bepaalt de 'werklijn' waarlangs de kracht werkt. De eenheid van kracht is 'newton' of 'N'.

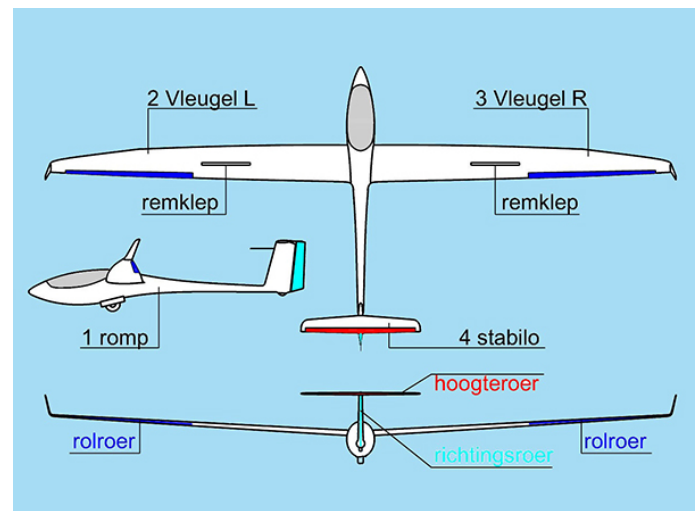
Momenten De pijlen geven ook aan wanneer er krachten worden uitgevoerd op een bepaalde afstand (arm) van het zwaartepunt. Een uitslag van bijvoorbeeld het hoogteroer geeft een beweging (een moment) om het zwaartepunt. De grootte van het moment bepaal je door de kracht te vermenigvuldigen met de arm (afstand tot het punt), uitgedrukt in 'newtonmeter' of 'Nm'. Een andere benaming voor moment is koppel.

Zwaartepunt Het zwaartepunt is het punt van het vliegtuig waarin men zich de totale massa van het vliegtuig geconcentreerd kan denken. Het zwaartepunt is o.a. afhankelijk van het gewicht van de piloot. Hoe zwaarder de piloot hoe meer het zwaartepunt naar voren verschuift.



We beschouwen het zwaartepunt als de oorsprong van drie denkbeeldige, loodrecht op elkaar staande assen:

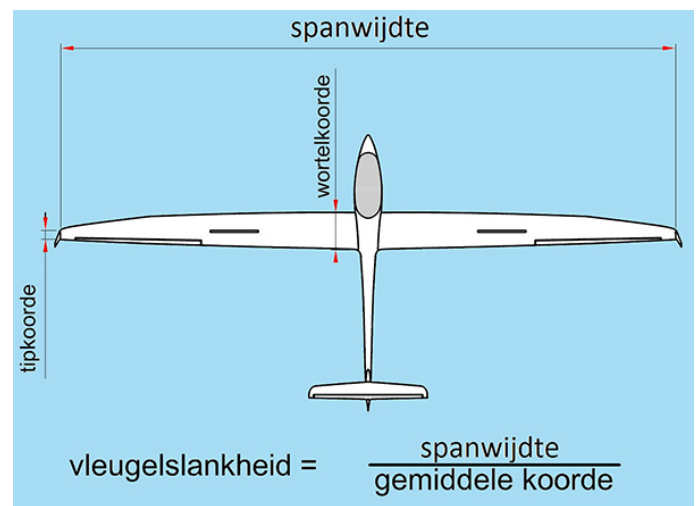
- 1 de **langsas** in de lengterichting van de romp
- 2 de **dwarsas** in de spanwijdterichting en
- 3 de **topas** loodrecht naar beneden door het punt van de twee eerstgenoemde assen.



Wanneer een zweefvliegtuig uit de aanhangwagen komt om gemonteerd te worden, dan zie je dat het uit drie essentiële onderdelen bestaat. De romp (1) met het richtingsroer, de vleugels met de rolroeren (2 en 3) en het stabilo met het hoogteroer (4).

Eerst wordt de romp naar buiten gerold, het wiel wordt uitgedaan en de vleugels worden in de romp geschoven. De hoofdbouten houden de beide vleugelhalften bij elkaar. De romp zit daar met pennen tussenin geklemd. Daarna wordt het stabilo geplaatst en wanneer rolroer, hoogteroer en richtingsroer goed aangesloten zijn, dan heb je een vliegtuig waar je mee kunt vliegen. Voordat dat gebeurt worden alle naden met tape afgeplakt en wordt het vliegtuig goed schoongemaakt. Waarom dat nuttig is, dat leer je in dit hoofdstuk.

Spanwijdte De afstand van vleugeltip tot vleugeltip noemen we de spanwijdte. Veel zweefvliegtuigen, zoals de LS4, hebben een spanwijdte van 15 meter. Nieuwere zweefvliegtuigen en tweezitters hebben een grotere spanwijdte soms wel van 30 meter.



Afb.. spanwijdte, wortelkoorde, tipkoorde

Koorde Wanneer je de vleugel van boven bekijkt dan zie je dat de vleugel taps toeloopt. De breedte van de vleugel heet **koorde**. De koorde bij de romp noemen we de **wortelkoorde** en de koorde bij de tip is de **tipkoorde**. De verhouding tussen de spanwijdte en de gemiddelde vleugelkoorde heet de **slankheid** van de vleugel.

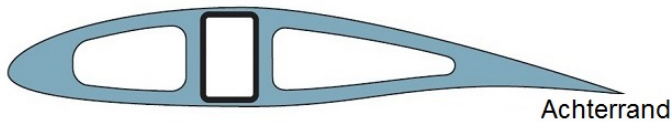
$$\text{slankheid} = \frac{\text{spanwijdte}}{\text{gemiddelde koorde}}$$

Een LS4 heeft volgens het handboek een slankheid van 21.4. De spanwijdte is 15 meter, dan is de gemiddelde koorde 70 cm.

$$21.4 = \frac{1500 \text{ cm}}{70 \text{ cm}}$$

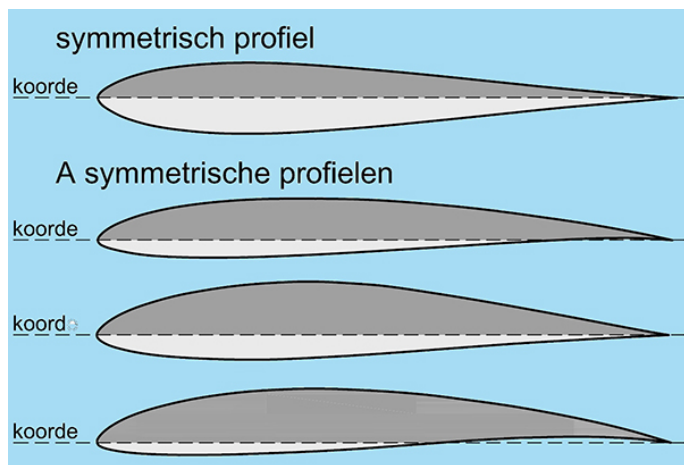
Een DG1000 in de 20 meter versie heeft een slankheid van 22,82. De gemiddelde vleugelkoorde is dan 88 cm.

Vleugelneus



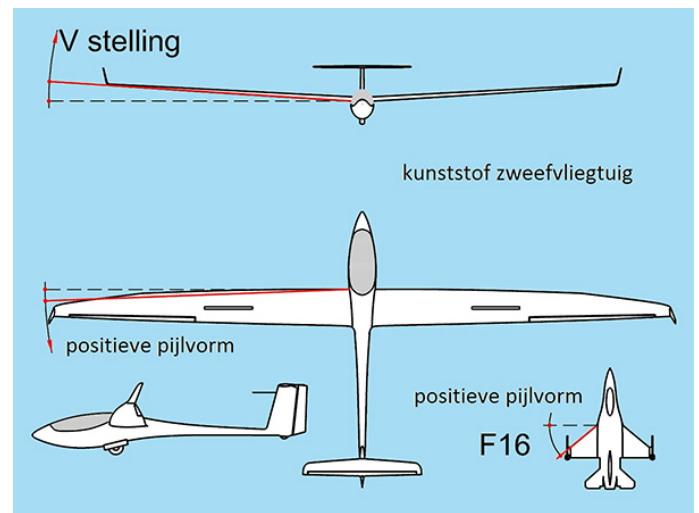
Profielen De vleugel heeft een afgeronde vleugelneus en een spits toelopende achterrand. De vleugelneus is vrij dik en stevig en de achterrand is dun. Bekijk je de onder- en de bovenkant van de vleugel, dan zie je dat de onderkant vrij vlak is en de bovenkant behoorlijk bol. Een dwarsdoorsnede van een vleugel heet het **vleugelprofiel**.

Er zijn verschillende soorten profielen. Vleugels, staartvlakken en roeren hebben vaak verschillende profielen. We verdelen de profielen in **symmetrische en asymmetrische profielen**.

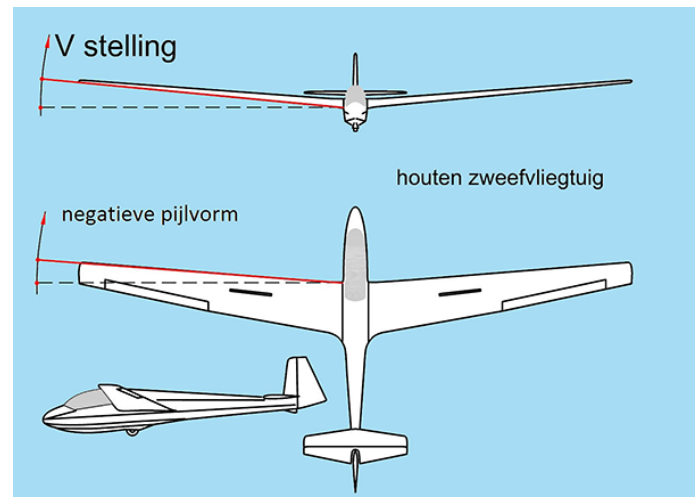


Elk profiel heeft zijn eigen aerodynamische eigenschappen. In de tekeningen hiernaast zie je een stippellijn lopen van de voorkant naar de achterkant van de profielen. Bij een **symmetrisch profiel** hebben beide kanten aan weerszijde van deze lijn dezelfde vorm. Het kielvlak met het richtingsroer is hiervan een goed voorbeeld.

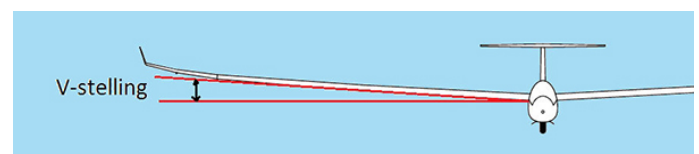
Bij **asymmetrische profielen** is dit niet het geval. De bovenkant is bol en de onderkant is bol, vlak of enigszins hol.



Pijlvorm Bij veel zweefvliegtuigen gaat de voorrand van de vleugel iets naar achteren. De vleugel heeft dan een beetje een **pijlvorm**. We spreken van een **positieve pijlvorm** als de vleugelvoorrand naar achteren wijkt.



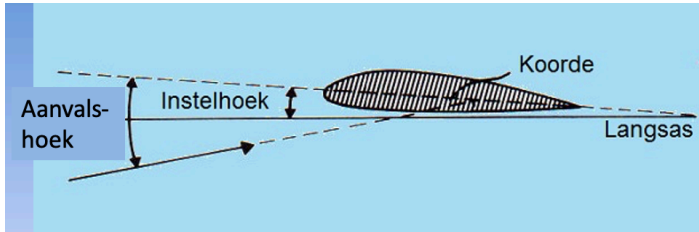
Sommige tweezitters hebben een **negatieve pijlvorm**. De vleugelvoorrand steekt dan naar voren.



V-stelling Wanneer een vleugel iets schuin omhoog gaat dan spreken we van de **V-stelling** van de vleugel. Zo'n vliegtuig is stabiel (dit wordt bij 5.3 uitgelegd) en er is meer afstand tussen de tip en de grond in de landing.



Instelhoek De langst mogelijke rechte lijn van de achterrand naar de vleugelneus is de koorde. De hoek van de vleugelkoorde met de langsas is de instelhoek. Deze hoek is door de fabrikant ingesteld. Ook het stabilo maakt een hoek met de langsas. Deze instelhoek hoek is kleiner dan de hoek van de vleugelkoorde met de langsas.



De aanvalshoek De aanvalshoek is de hoek van de vleugelkoorde met de luchtstroom. Door de stuurknuppel naar voren of naar achteren te bewegen verandert de aanvalshoek tijdens een vlucht.

Vleugeloppervlak (S) De grootte van het vleugeloppervlak wordt weergegeven door de letter (S). Dit wordt uitgelegd bij 5.1.1

De relatieve wind of luchtstroom is een voorstelling hoe de lucht zich rondom het vliegtuig gedraagt. De sterkte hiervan is gelijk aan de snelheid van het vliegtuig, evenwijdig aan de gevolgde vliegbaan maar in tegengestelde zin.

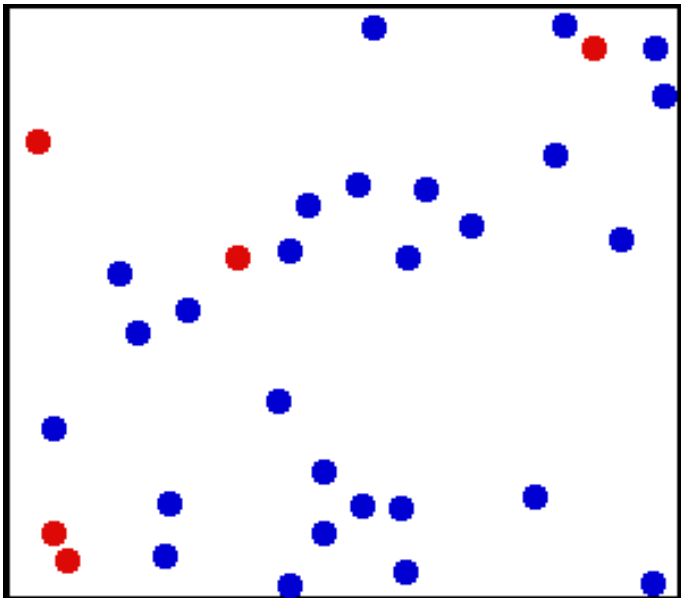
5.1. AERODYNAMICA

HOE KAN HET DAT EEN VLEGTUIG VLIEGT?

Om te kunnen vliegen heeft een vleugel draagkracht (lift) nodig. Die draagkracht ontstaat door verschillende effecten. In de wetenschap van de stromingsleer worden deze onderzocht naar hun invloed op het gedrag van een vleugel. Om hier niet te diep op in te gaan en vooral om de zweefvliegpiloot een basis achtergrond te geven over welke effecten invloed kunnen hebben op het gedrag van de vleugel en de stroming er rond worden volgende twee begrippen toegelicht:

1. Actie is reactie. Volgens **de derde wet van Newton** is er bij iedere actie een even grote, maar tegengestelde reactie. Door de stand van de vleugel wordt de luchtstroming naar beneden afgebogen. Dit geeft een **reactiekracht naar boven**.
2. Door het **vleugelprofiel** te plaatsen in de luchtstroming, wordt deze verstoord. Eén van de gevolgen hiervan is, dat de lokale snelheden over de bovenzijde van het profiel groter zijn dan aan de onderzijde. In sneller stromende lucht is de luchtdruk lager. Dit verschijnsel noemen we **de wet van Bernoulli**, een toename in de snelheid van een gas gaat gepaard met een verlaging van de druk in dat gas. Door het snelheidsverschil van de luchtstroming tussen onderzijde en bovenzijde van het vleugelprofiel, ontstaat er een drukverschil tussen onderzijde en bovenzijde van de vleugel. Aan de onderzijde ontstaat een overdruk en aan de bovenzijde een onderdruk. Door dit drukverschil ontstaat een kracht die we de **draagkracht** (lift) van de vleugel noemen.

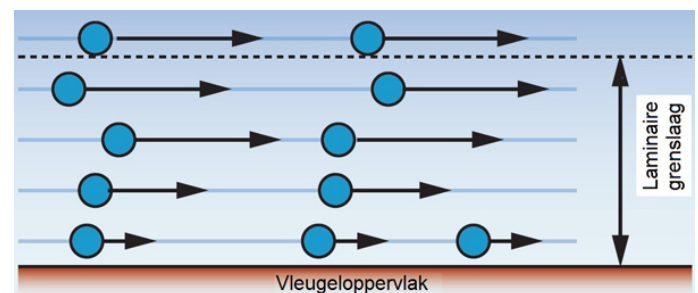
Luchtdruk Wanneer een vliegtuig bij windstil weer op het veld staat, dan oefent de lucht op alle delen van het vliegtuig dezelfde kracht uit, dit wordt de statische druk genoemd. Lucht is een mengsel van gassen. Stilstaande lucht bestaat uit triljarden moleculen die kriskras langs elkaar schieten. Elk met hun eigen snelheid en richting.



Als ze tegen een voorwerp of tegen elkaar botsen, veranderen ze van richting. Het botsen van die ontelbare moleculen tegen een voorwerp veroorzaakt een kleine kracht op de wand van dat voorwerp. Door de totale kracht van die triljarden moleculen die tegen de wand botsen ondervindt de wand een constante druk, de (statistische)luchtdruk. De druk wordt aangegeven met de letter **p** (pressure) en gemeten in Pascal

(Pa = N/m²). De luchtdruk verandert voortdurend en is onder meer afhankelijk van de hoogte ten opzichte van het zeeniveau. Dit komt doordat de zwaartekracht ook op de luchtdeeltjes werkt, het gewicht van de luchtkolom die zich boven het lichaam bevindt is bepalend voor de grootte van de statische druk. De gemiddelde luchtdruk op zeeniveau (de standaardluchtdruk) is 1013,3 hectoPascal (hPa) en neemt af met de hoogte

Luchtdichtheid Dit is het gewicht van de lucht per volume-eenheid. De luchtdruk is mede afhankelijk van het aantal luchtdeeltjes bijvoorbeeld per m³ en de massa van die deeltjes. De dichtheid van lucht neemt af met de hoogte. Op grotere hoogten zitten minder luchtdeeltjes in een kubieke meter. De luchtdichtheid wordt met de Griekse letter ρ (rho) weergegeven. In de standaardatmosfeer is op zeeniveau $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$. Dat wil zeggen dat op zeeniveau 1m³ lucht 1,225 kg weegt. Hoe hoger je komt, hoe minder luchtdeeltjes er in een m³ zitten en hoe lager de luchtdruk is. Op 2000 m hoogte is de luchtdichtheid afgenomen tot 1,01 kg/m³.



Als de lucht stilstaat, bewegen de moleculen willekeurig heen en weer en veroorzaken ze een bepaalde druk. Wanneer de wind langs het vliegtuig waait, of wanneer het vliegtuig een bepaalde snelheid heeft ten opzichte van de lucht, dan stromen de moleculen min of meer in dezelfde richting. De energie van die luchtdeeltjes bestaat uit energie van beweging (kinetische energie) en uit energie opgeslagen in druk. Toename van snelheid (kinetische energie) betekent afname van druk en omgekeerd.

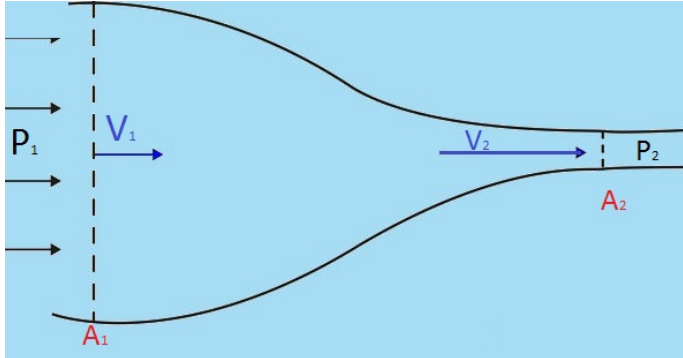
Hoe hoger de snelheid, hoe lager de druk! De luchtdeeltjes die tegen de wand van het vliegtuig komen en die daar vlak boven, hebben een lagere snelheid. De laag waarin de snelheid lager is, wordt de laminaire grenslaag genoemd. Bij 5.1.3 De weerstand wordt uitgelegd waarom de luchtdeeltjes daar langzamer stromen.

Wanneer je voor de start in het zweefvliegtuig zit te wachten, dan kun je, als het behoorlijk waait, met de stuurknuppel de vleugels horizontaal houden. Je staat stil maar je ziet de snelheidsmeter al bewegen.

Zodra het gaat waaien of doordat het vliegtuig naar voren wordt getrokken, dan worden er door de langsstromende lucht verschillende krachten op het vliegtuig uitgeoefend. Door de vorm van het vliegtuig hebben deze luchtkrachten zo'n richting en grootte dat het toestel zich met behulp van die krachten in de lucht in evenwicht kan houden. Een luchtballon kan stil in de lucht hangen, een vliegtuig heeft altijd voorwaartse snelheid nodig.

Het maakt geen verschil of het vliegtuig door harde wind wordt aangeblazen of dat het vliegtuig door z'n snelheid door de lucht wordt aangeblazen. In beide gevallen geeft de snelheidsmeter de snelheid ten opzichte van de langsstromende lucht (relatieve wind) aan.

Continuïteitswet (wet van behoud van massa) Volgens de continuïteitswet heeft (en behoudt) een luchtstroom een constante massastroom bij het stromen door een (denkbeeldige) buis. Met massastroom bedoelen we het aantal kilogrammen lucht per seconde. De massastroom die de buis instroomt, is even groot als de massastroom die uitstroomt. $V \times A \times \rho$ is constant ($\text{m/s} \times \text{m}^2 \times \text{kg/m}^3 = \text{kg/s}$)



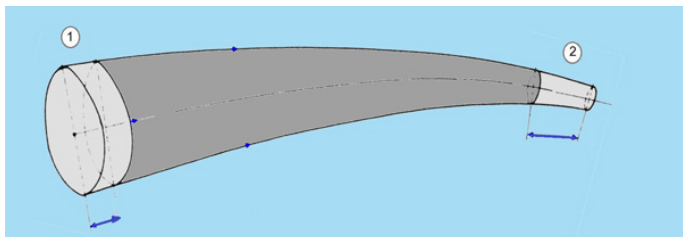
Wanneer dezelfde hoeveelheid lucht door de buis stroomt, zal daar waar de doorsnede van de buis kleiner wordt, de snelheid van de buis groot moeten zijn en daar waar het doorsnede van de buis groot is, dan is de snelheid klein. Als de doorsnede 2x zo klein is, dan is de snelheid 2x zo groot. We gaan er van uit dat de lucht niet samendrukbaar is. ρ is constant dus $V_1 \times A_1 = V_2 \times A_2$

Bernoulli (wet van behoud van energie)

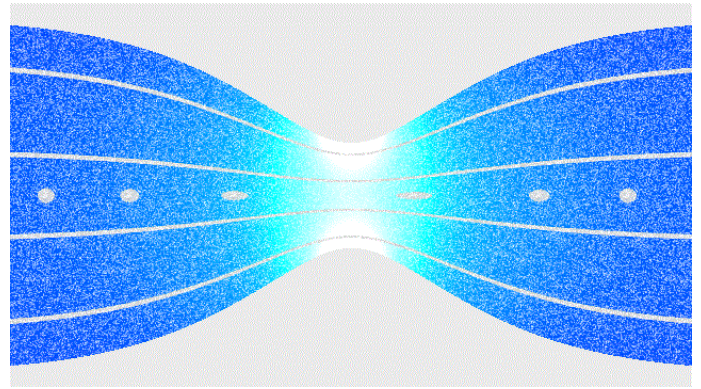
Zoals eerder aangehaald bestaat er een verband tussen de verschillende vormen van energie. De wet van Bernoulli beschrijft dit verband als volgt voor een onsamendrukbaar en wrijvingsloos gas (zoals we de lucht hier even voorstellen): $\frac{1}{2} \rho V^2 + \rho gh + p = \text{constant}$

Met andere woorden, de som van alle energie (dynamische of kinetische ' $\frac{1}{2} \rho V^2$ ', potentiële ' ρgh ' en statische ' p ') blijft gelijk. In geval van deze stroombuis is het hoogteverschil voor en na verwaarloosbaar dus $\frac{1}{2} \rho V_1^2 + p_1 = \frac{1}{2} \rho V_2^2 + p_2$

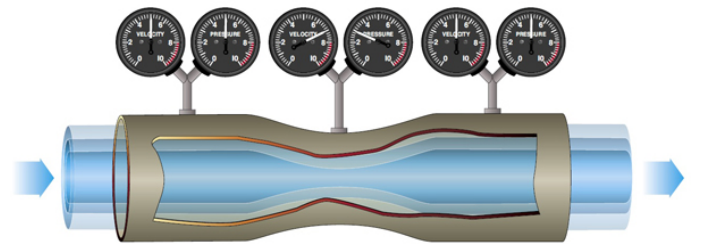
P1 is de luchtdruk voor de denkbeeldige buis. **A1** is de doorsnede en **V1** de snelheid van de lucht voor de buis. Rechts is de doorsnede **A2** kleiner, de snelheid van de lucht **V2** een stuk hoger en de luchtdruk **P2** lager. De continuïteitswet legt de relatie tussen doorstromoppervlak en snelheid $V_1 \times A_1 = V_2 \times A_2$. Bernoulli verklaart de relatie tussen snelheid en druk.



Bij 1 zie je een hoeveelheid lucht die door een vernauwing stroomt. Bij 2 is de hoeveelheid lucht gelijk aan de hoeveelheid bij 1 maar nu is de snelheid hoger en de druk lager en daardoor kan er bij 2 evenveel lucht weer uitstromen. Wanneer lucht door een buis met een afnemende doorsnede stroomt, dan blijft de hoeveelheid gelijk, wordt de snelheid bij de vernauwing groter en neemt de druk daar af.

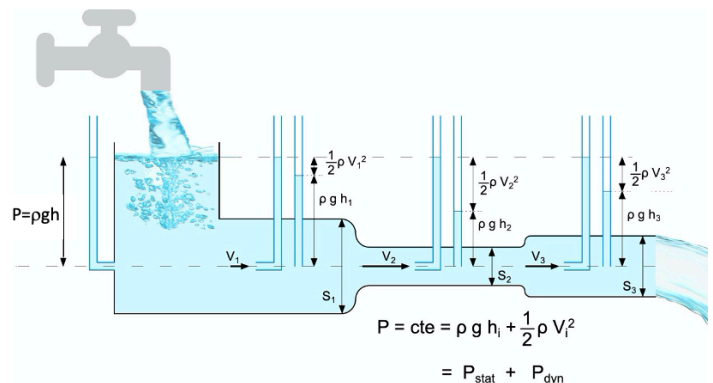


In de afbeelding hierboven zie je dat de lucht door een venturi (vernauwing) stroomt. Bij de vernauwing neemt de doorstromsnelheid van de lucht toe. Je kunt op de animatie hierboven zien (dit kun je op de websiteversie zien) dat de lucht daar sneller stroomt.

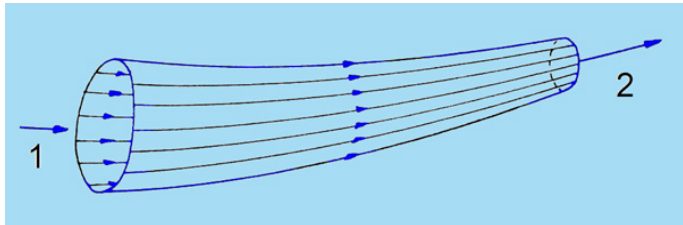


In de afbeelding hierboven is een buis afgebeeld waardoor lucht stroomt van links naar rechts. Op de buis zijn aan het begin, in het midden en aan het einde snelheids- en drukmeters geplaatst. Bij de vernauwing stroomt de lucht sneller en daar daalt de luchtdruk. Rechts stroomt de lucht weer even snel als eerst en de luchtdruk is weer gelijk aan het begin van de buis. (Afb. overgenomen uit: FAA Glider Flying Handbook 2013).

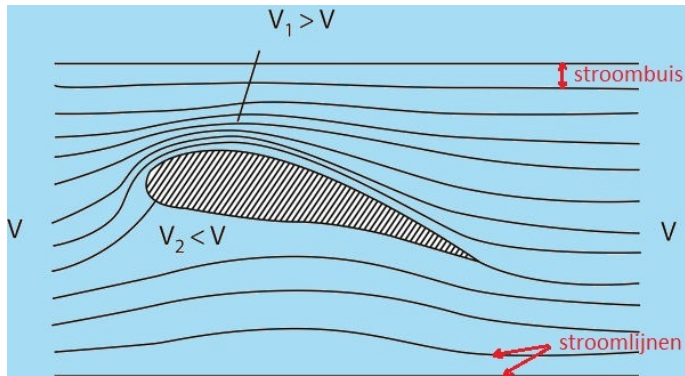
De afbeelding hieronder geeft het hele idee van Bernoulli nogmaals maar dan met water door een buis met verschillende doorsnedes. Een meting van de druk recht in de stroming geeft een totale druk, som van de dynamische en statische terwijl een opening parallel aan de stroming enkel de statische druk weergeeft. Het verschil tussen beide is dus de dynamische druk welke een direct verband heeft met de lokale snelheid. Smallere doorsnede geeft een hogere snelheid maar een lagere druk aangezien de totale druk niet wijzigt.



Stroomlijn en stroombuis Met een stroomlijn bedoelen we de baan van luchtdeeltjes in een stroming. Wanneer even later andere luchtdeeltjes op dezelfde plaats aankomen dan volgen ze diezelfde stroomlijn. Een stroombuis is een denkbeeldige pijp waarvan de wand bestaat uit stroomlijnen. Aan de voorkant stroomt er lucht in en aan de achterkant stroomt er lucht uit.



Stroomlijnen kunnen elkaar niet kruisen, maar wel (bijvoorbeeld boven een vleugel) dichter bij elkaar komen te liggen en (bijvoorbeeld onder de vleugel) verder van elkaar wijken.



Op deze afbeelding zie je dat de stroomlijnen aan de bovenkant van de vleugel dichter bij elkaar liggen en aan de onderkant juist verder van elkaar wijken. Je ziet ook dat de stroombuizen boven de vleugel nauwer worden en onder de vleugel wijder.



Zoals we hierboven hebben gezien (wet van Bernoulli), gaat de lucht boven de vleugel daardoor sneller stromen en neemt de druk daar af. De luchtstroom aan de onderkant wordt trager en de druk neemt er toe. Zo ontstaan er drukverschillen tussen de stroombuizen die naast elkaar liggen. Deze drukverschillen werken loodrecht op de stroombuizen en doen ze van richting veranderen.

Stroomt de lucht langs een vleugel, dan blijven de stroomlijnen niet langer rechtlijnig stromen, maar worden ze afgebogen. Er werken nu drukverschillen loodrecht op de

stroombuis. De luchtdeeltjes worden uit hun rechte baan gedrukt.

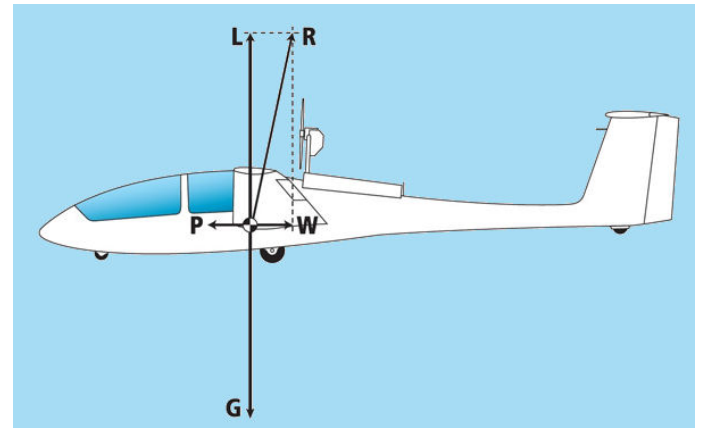
Voor het profiel ontstaat een opgaande stroming en aan de achterkant van het profiel een neergaande. Daar waar de stroomlijnen dicht bij elkaar liggen is de stroming sneller en de druk lager. Bij V_1 is de luchtsnelheid groter dan voor en achter de vleugel (V). Onder de vleugel (V_2) is de luchtsnelheid iets langzamer en de druk hoger dan voor en achter de vleugel.

De langsstromende lucht heeft de neiging om de gebogen vorm van de vleugel te volgen. Ook een vloeistof die langs een gebogen vorm loopt, wordt door die vorm van richting afgebogen. Met een lepel onder de kraan kun je dit zien.

Aan de achterkant van de vleugel heeft de lucht een neergaande stroming. Bij iedere actie is er een even grote, maar tegengestelde reactie. De neerwaarts gerichte stroming

(actie) geeft een kracht omlaag, welke een reactie veroorzaakt in de vorm van vleugellift.

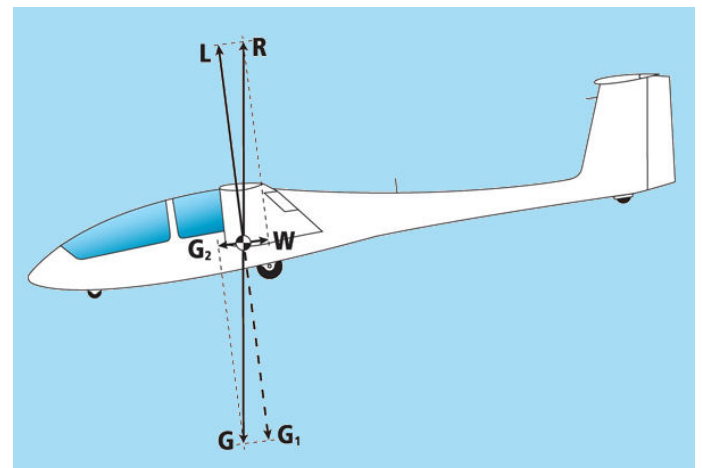
LUCHTSTROMING ROND EEN VLEGTUIG



In de afbeelding hierboven zie je een zweefvliegtuig dat door een klapmotor horizontaal wordt voortbewogen. We gaan er van uit dat het vliegtuig horizontaal en met constante snelheid vliegt. Tijdens het vliegen worden er 4 krachten uitgeoefend op dit vliegtuig. Dat zijn:

1. P = De trekkracht van de propeller.
2. W = De weerstand door de wrijving van de lucht op de romp en de vleugels
3. G = Het gewicht, oftewel het effect van de zwaartekracht (= de aantrekkingskracht van de aarde) op de massa van het vliegtuig
4. L = Lift. De draagkracht (lift) die een even grote kracht op het vliegtuig uitoefent als de zwaartekracht.

Als de motorzwever horizontaal en met constante snelheid vliegt, dan zijn de lift (L) en het gewicht (G) van het vliegtuig gelijk en tegengesteld. Voor handhaving van de snelheid moet de trekkracht (P) van de propeller gelijk zijn aan de weerstand (W) van het vliegtuig.

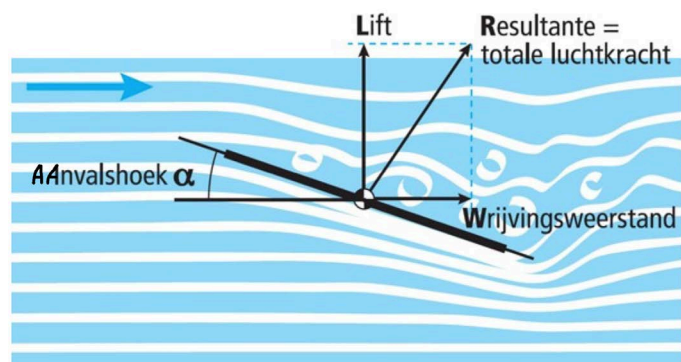


Hier zie je een gewone zweezer die naar beneden glijdt. Je kunt een zweefvliegtuig vergelijken met een auto zonder motor. Een auto zonder motor kan alleen maar rijden als hij een helling af rijdt. Ook een zweefvliegtuig kan alleen maar vliegen en snelheid behouden door naar beneden te glijden. Hoe steiler we naar beneden gaan, hoe hoger de snelheid wordt. Bij een zweefvliegtuig zonder voortstuwing zijn de totale luchtkracht R en het (schijnbaar)gewicht van het vliegtuig G gelijk en tegengesteld. De totale luchtkracht R , ookwel aerodynamische resultante genoemd, bestaat uit de lift L (die staat loodrecht op de stroming) en W de weerstand (in de

richting van de stroming). De kracht G kan worden ontbonden in G_1 die gelijk is aan L en G_2 die gelijk is aan W . Kracht G_2 (een component van het gewicht) vervangt dus de trekkracht van de propeller en zorgt voor de voorwaartse snelheid.

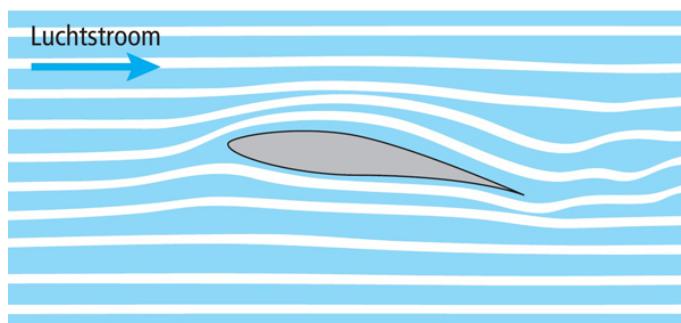


Stel dat een vleugel van een vliegtuig een platte plank zou zijn en dat die plank evenwijdig aan de luchtstroming opgesteld is, dan ondervindt die plank alleen een (wrijvings)weerstandkracht (W).



DE AANVALSHOEK

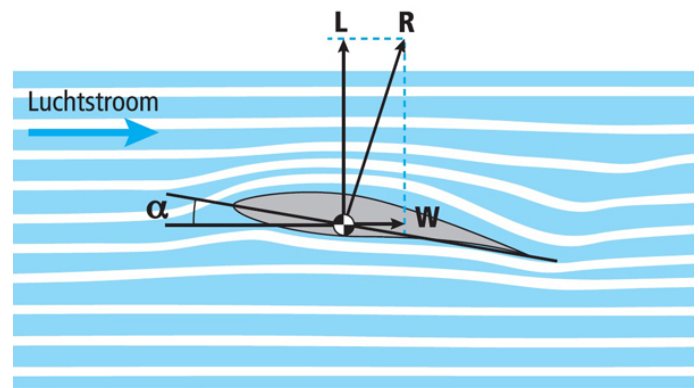
Als de plank een hoek maakt met de richting van de luchtstroming (de z.g. aanvalshoek), dan wordt de langsstromende lucht naar beneden afgebogen en dit geeft een reactiekracht op de plank naar boven. De totale luchtkracht R (de resultante) die de plank ondervindt, kunnen we ontbinden in een component L (de draagkracht of lift) en een component W (de weerstand).



Een vliegtuig met planken als vleugels zou weinig lift opwekken en een grote weerstand ondervinden en daarom vond men al in het begin van de luchtvaart een betere aerodynamische vorm van de vleugel uit. Een vleugel met zo'n vorm levert weinig weerstand op en veel lift en dat is precies wat we nodig hebben.

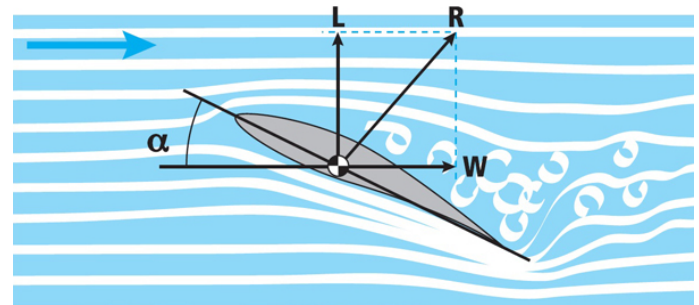
DE INVLOED VAN DE AANVALSHOEK OP DE WEERSTAND

Bij het vergroten van de aanvalshoek neemt de weerstand toe (vertragen) en bij het verkleinen van de aanvalshoek neemt de weerstand af (versnellen).



DE AANVALSHOEK EN DE LIFT

Bekijken we de invloed van de aanvalshoek op de lift, dan zien we dat deze niet precies zoals met de weerstand verloopt. Het begin van het verhaal is hetzelfde. Bij het verkleinen van de aanvalshoek neemt de lift af, bij het vergroten van de aanvalshoek neemt de lift toe. Dit vergroten van de aanvalshoek kan echter niet ongestraft doorgaan, want bij een aanvalshoek van ongeveer 15° kan de luchtstroming het profiel van de vleugel niet meer volgen.



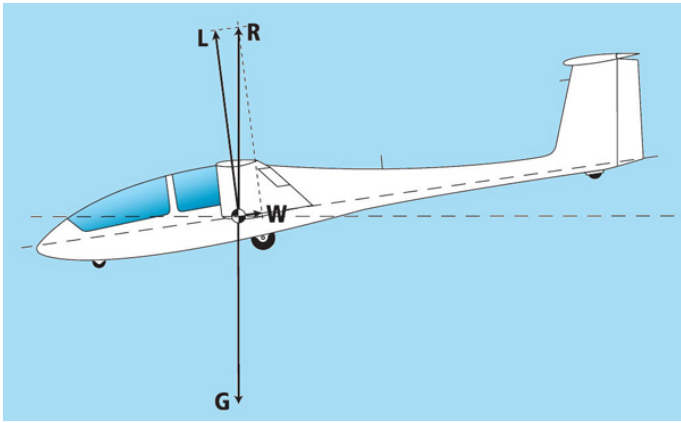
Beginnend achteraan de vleugel breekt hij af in wervels en de lift neemt behoorlijk af. Dit noemen we de **kritische aanvalshoek**.



Onthoud dat bij vergroting van de aanvalshoek de lift en de weerstand toenemen, maar dat bij het bereiken van de kritische aanvalshoek de lift sterk afneemt en de weerstand sterk toeneemt.

EVENWICHT VAN DE LIFT EN HET GEWICHT VAN HET ZWEEFVLIEGTUIG

In de praktijk zeggen we vaak dat de lift evenwicht maakt met het gewicht van het vliegtuig. Voor een juist begrip van de theorie behoren we te zeggen dat R (de totale luchtkracht) evenwicht maakt met het gewicht van het vliegtuig.



Op de afbeelding hierboven zie je dat de lift (L) loodrecht op de luchtstroom staat en het gewicht (G) loodrecht naar beneden wijst.

W is de weerstand en die staat precies in het verlengde van de luchtstroom.

Recht tegenover het gewicht staat R. R is het resultaat van de krachten L en W. Oftewel R is de aerodynamische resultante op te splitsen in de component lift en de component weerstand. Bij gewoon recht uitvliegen is de lift (L) bijna net zo groot als de resulterende luchtkracht (R). Je kunt in dit geval dus zeggen dat de lift ongeveer gelijk is aan het gewicht van het vliegtuig.

5.1.1 DE DRAAGKRACHT

De draagkracht van het zweefvliegtuig wordt bijna helemaal door de vleugels geleverd. Naast de vleugels levert ook het stabilo een bijdrage. De grootte van de draagkracht is afhankelijk van volgende vijf factoren:

- | | | |
|---|--------------|------|
| 1. de luchtsnelheid | (V) | |
| 2. de grootte van het vleugeloppervlak | (S) | |
| 3. de aanvalshoek van de vleugel | (α) | } Cl |
| 4. de eigenschappen van de vleugelprofielvorm | | |
| 5. de luchtdichtheid | (ρ) | |

1. DE LUCHTSNELHEID

Een snelheidsmeter in een auto meet de grondsnelheid, de snelheid waarmee je over de weg rijdt. Een snelheidsmeter in een vliegtuig meet de snelheid van de langsstromende lucht. Dit is de luchtsnelheid en dus niet de grondsnelheid. Wanneer je twee keer zo snel vliegt dan is de draagkracht vier keer zo groot. De draagkracht is recht evenredig met het **kwadraat** van de vliegsnelheid en recht evenredig met de luchtdichtheid ρ .

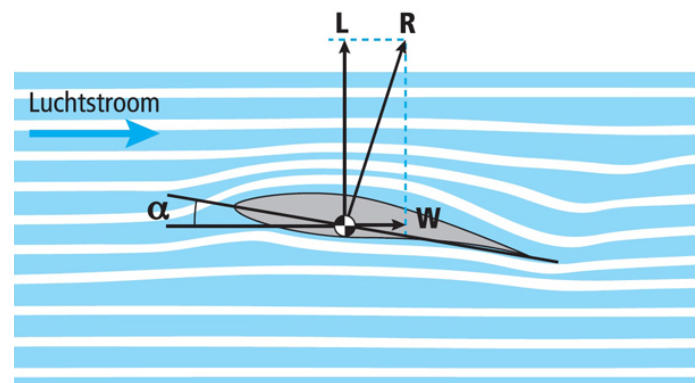
2. DE GROOTTE VAN HET VLEUGELOPPERVAK

Een LS4 heeft een vleugeloppervlak van 10,5 m² en een DG1000 in de 20 meter versie heeft een vleugeloppervlak van 17,6 m². Zwaardere vliegtuigen hebben een groter vleugeloppervlak nodig. Twee keer zo'n groot oppervlak levert bij dezelfde snelheid en zelfde aanvalshoek twee keer zoveel draagkracht. De draagkracht is dus recht evenredig met het vleugeloppervlak.

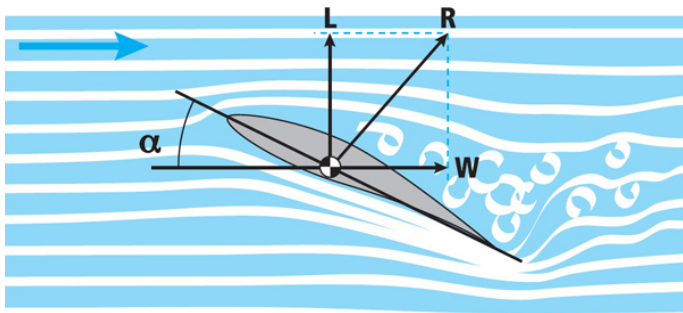
Een LS4 heeft een vleugeloppervlak van ongeveer 10 m². Een LS4 weegt met een piloot van 80 kg ongeveer 350 kg. Elke vierkante meter vleugeloppervlak levert dan ongeveer 35 kg draagkracht. Het gewicht gedeeld door het vleugeloppervlak noemen we de **vleugelbelasting**. Die is in dit voorbeeld 35 kg. Bij een lichtere piloot wordt de vleugelbelasting lager en door met water te vliegen wordt de vleugelbelasting groter.

3. DE AANVALSHOEK VAN DE VLEUGEL

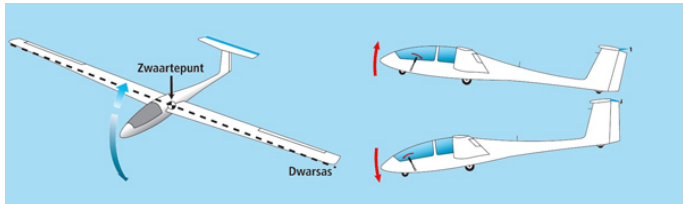
De Engelsen spreken over de 'angle of attack', de Belgen over de 'aanvalshoek' en de Nederlanders noemen de hoek die de aanstromende lucht met de koorde van de vleugel maakt, de invalshoek. In de tekening is - α de aanvalshoek.



Hoe groter de aanvalshoek hoe groter de draagkracht. Bij kleine aanvalshoeken neemt de draagkracht recht evenredig toe met de aanvalshoek. Twee keer zo'n grote aanvalshoek levert ongeveer twee keer zoveel draagkracht op.



Bij een aanvalshoek van ongeveer 15° kan de luchtstroming het profiel van de vleugel niet meer volgen. De luchtstroming breekt af in wervels, eerst achteraan en schuift op naar voor. De lift (draagkracht) neemt behoorlijk af en de weerstand neemt behoorlijk toe.



Het loslaten van de luchtstroom noemen we overtrekken. Wanneer we aan de stuurknuppel trekken, dan trekken we de neus omhoog. We vergroten daardoor de aanvalshoek met de aanstromende lucht, hierdoor zal het vliegtuig klimmen en/of vertragen. Vergroot je de aanvalshoek te veel, te veel trekken aan de stuurknuppel, dan overtrek je het vliegtuig.

DE AANVALSHOEK EN HET GEWICHT

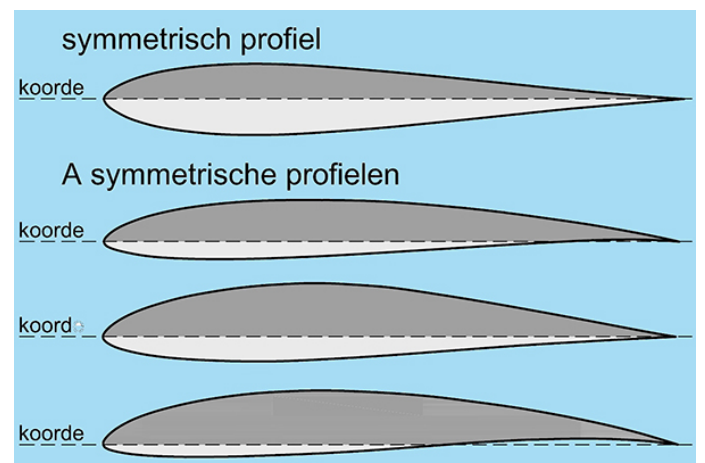
De grootte van de lift is in hoge mate afhankelijk van de vliegsnelheid en van de aanvalshoek. Bij normale vliegsnelheid met twee inzittenden vlieg je met een aanvalshoek van ongeveer 7° . Je vliegt dan met een gunstige verhouding van lift en weerstand. Wat gebeurt er met de aanvalshoek als er twee lichtere piloten in zitten of als je solo vliegt in deze tweezitter en je vliegt wel met dezelfde vliegsnelheid? Het toestel is dan lichter geworden. Door het lagere gewicht kan de aanvalshoek lager zijn bij dezelfde vliegsnelheid en zo ontstaat er weer een evenwicht tussen de lift en het gewicht.

DE AANVALSHOEK EN DE SNELHEID

Stel je vliegt met iemand in een tweezitter met gewone snelheid en je gaat iets langzamer vliegen. Wat gebeurt er nu met de aanvalshoek? De snelheid wordt minder, dat betekent dat de snelheid een kleinere bijdrage aan de lift levert. Dan moet je de aanvalshoek groter maken (iets trekken aan de stuurknuppel) om meer lift te krijgen en weer evenwicht te maken met het gewicht. Of omgekeerd, wanneer je trekt aan de stuurknuppel zorgt de grotere aanvalshoek voor een grotere bijdrage aan de lift waardoor het vliegtuig trager zal vliegen om in evenwicht te blijven.

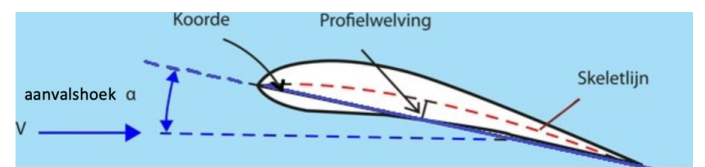


4. DE EIGENSCHAPPEN VAN DE PROFIELVORM (CL) De **CL** zegt iets over de **vorm van de vleugel** en de **stand van de vleugel** in de luchtstroom (aanvalshoek). Wanneer je het vleugelprofiel van een ASK21 vergelijkt met een topklasse wedstrijdzwever dan zie je dat de vleugelprofielen erg verschillen. De ASK21 heeft een vrij dikke vleugel en een wedstrijdzwever een veel dünnere vleugel en de grootste dikte van de vleugel bevindt zich bij een topklasse zweefvliegtuig verder naar achteren. Bij zo'n vleugel blijft de stroming langer laminair. Laminaire stroming wordt uitgelegd bij 5.1.3 De weerstand

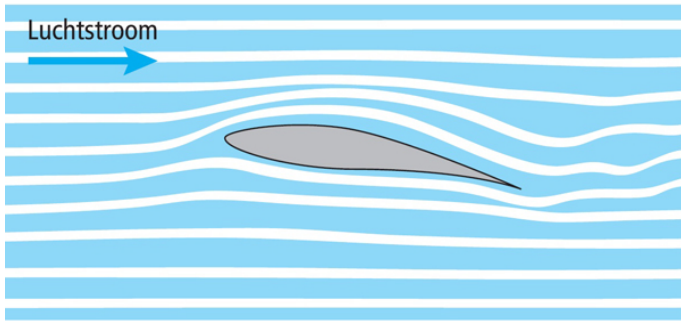


We verdelen de profielen in symmetrische en asymmetrische profielen. Het hoogteroer en het richtingsroer zijn symmetrisch. De vleugelprofielen zijn asymmetrisch. Je ziet hierboven dat de asymmetrische profielen verschillende vormen kunnen hebben. Elk vleugelprofiel heeft voor een bepaald doel de meest gunstige eigenschappen.

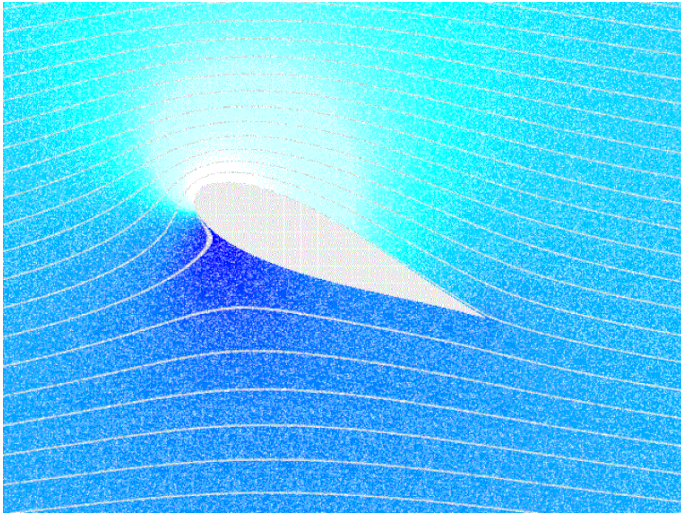
Koorde De langst mogelijke rechte lijn van de achterraand naar de vleugelneus is de koorde. Bij een symmetrisch profiel gaat die koorde precies door het midden. Zie de afbeelding hierboven. Op de tekening hieronder is naast de koorde ook de **skeletlijn** getekend. Dit is de lijn die het midden aangeeft van de profiel boven- en de profiel onderkant. De grootste afstand tussen de koorde en de skeletlijn geeft de **profielwelling** aan.



De profielvorm is van invloed op de drukverdeling aan de boven- en onderzijde van het vliegtuig.

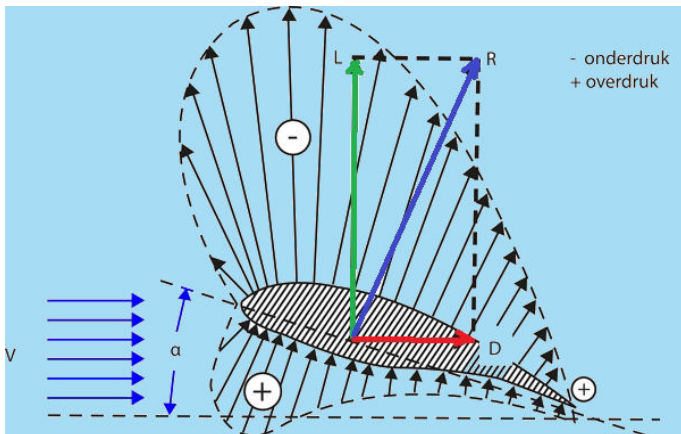


Voor het profiel ontstaat een opgaande stroming en achter het profiel een neergaande.



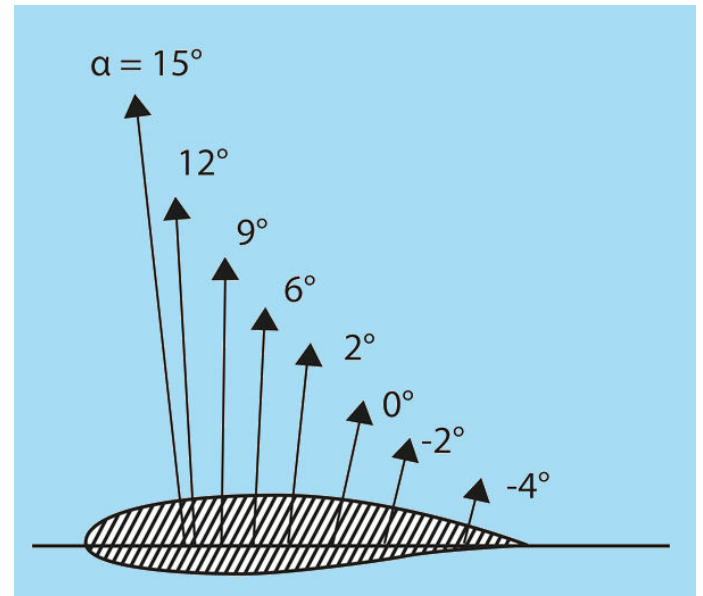
Airflow around a wing wikipedia.org

Daardoor ontstaat er een drukverdeling rondom de vleugel die er ongeveer zoals hieronder afgebeeld uit ziet.

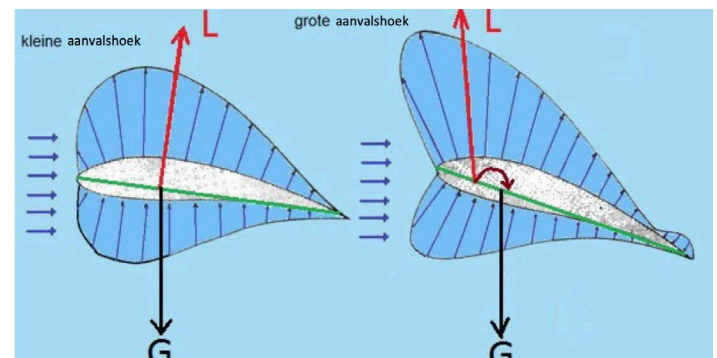


De overdruk aan de onderzijde van de vleugel en de onderdruk aan de bovenzijde van de vleugel zorgen voor de lift (draagkracht). Aan de lengte van de pijlen kun je zien dat de onderdruk aan de bovenzijde van de vleugel een veel grotere bijdrage levert (ongeveer 2/3) aan de lift dan de overdruk aan de onderzijde (ongeveer 1/3). De drukverdeling, zoals hier getekend, ziet er bij elke aanvalshoek anders uit. Algemeen kunnen we wel stellen dat (bij een klassiek vleugelprofiel en een aanvalshoek kleiner dan de kritische) de drukverdeling het grootst is aan de voorzijde van de vleugel. Het **drukpunt** is de plaats waar de luchtkrachten (lift en drag) in geconcentreerde vorm en de aerodynamische constante aangrijpen, te vergelijken met het zwaartepunt voor de zwaartekracht. Wanneer de aanvalshoek kleiner wordt, verschuift het **drukpunt** naar achteren. De **D** die bij de rode pijl staat, geeft de

drag (de weerstand) weer. Bij symmetrische profielen verschuift het drukpunt niet met de aanvalshoek.



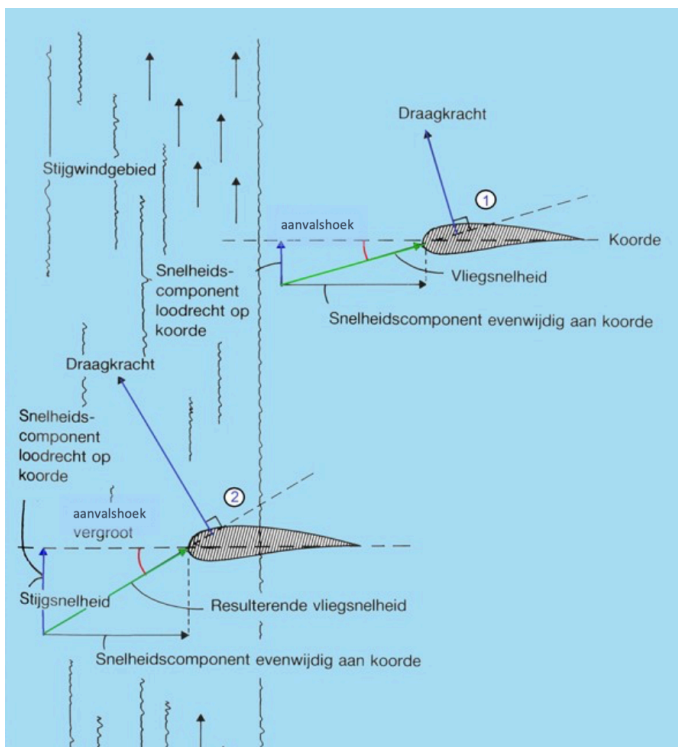
Op de afbeelding (op blz.9) zie je de aanvalshoek en het punt waar de lift het grootst is. Dit is een asymmetrisch profiel. Bij een aanvalshoek van 0° en ook bij -2° levert dit profiel wel enige lift. Hoe groter de aanvalshoek, hoe groter de lift en bovendien komt het punt waar de lift het grootst is, steeds meer naar voren te liggen.



Op deze afbeelding zie je dat de hele vleugel bijdraagt aan de liftgeneratie, maar de drukverdeling is bij een grotere aanvalshoek anders dan bij een kleine aanvalshoek. Als de aanvalshoek groter wordt, gaat het **drukpunt** naar voren, want er ontstaat een toenemende onderdruk boven de neus van het profiel.

Door de verplaatsing van het **drukpunt** (en de verandering van grootte en richting) van de luchtkrachten verandert ook het moment. Stel dat op de afbeelding links het zwaartepunt precies tegenover de lift ligt, dan verschuift het drukpunt op de rechter afbeelding naar voren. Het zwaartepunt verschuift niet. Er is dan een moment om het zwaartepunt die de aanvalshoek verder wil vergroten. Ook het stabilo krijgt een grotere aanvalshoek en die herstelt de evenwichtssituatie weer.

Op de afbeelding hieronder zie je bij 1 een zweefvliegtuig vlak voor hij de thermiekbel binnen vliegt. Bij 2 vliegt hij net in de thermiekbel. Welke verschillen zie je?



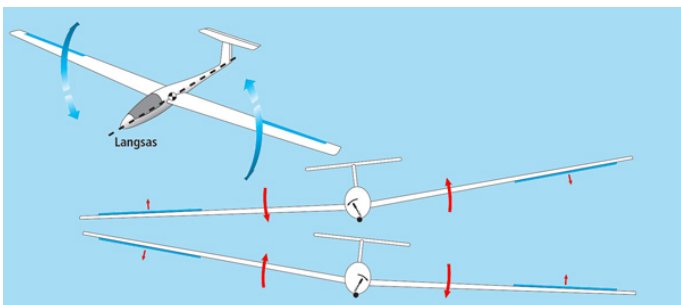
Binnenvliegen thermiek

Uit de praktijk weet je dat wanneer je een thermiekbelt binnenvliegt, er twee dingen gebeuren. Je voelt het stijgen in je zitvlak en je moet iets aan de stuurknuppel trekken anders loopt de snelheid op. Bij het binnenvliegen van een thermiekbelt wordt de aanvalshoek door een veranderde aanstroming groter. De draagkracht neemt toe en gaat iets voorover hellen, de stijgsnelheid neemt toe en de vliegsnelheid neemt toe. Dit voel je en je moet iets aan de stuurknuppel trekken om de juiste thermieksnelheid aan te houden. Bij het verlaten van de bel gebeurt het omgekeerde en moet je de stuurknuppel weer iets laten vieren.

Wanneer je te langzaam een sterke thermiekbelt binnenvliegt, dan overtrekt het vliegtuig. Ondervindt één vleugel meer thermiek en de ander juist minder, bijvoorbeeld op de rand van de bel of door turbulentie, dan kan het vliegtuig in een tolvlucht vallen. Bij krachtige thermiek kun je daarom beter iets sneller vliegen. Met iets meer snelheid kun je in turbulente lucht het vliegtuig ook veel beter besturen.

ROERUITSLAG, REMKLEPPEN EN FLAPS

Vogels kunnen de vorm van hun vleugels veranderen. Dat doen ze bijvoorbeeld om bochten te maken of precies op een paal te landen. Zweefvliegtuigen hebben rolroeren, remkleppen en sommige toestellen hebben ook nog flaps. Daarmee kan het vleugelprofiel veranderd worden.



ROLROER

Een beweging van de stuurknuppel naar rechts geeft een rolroeruitslag aan de linkerkant omlaag en aan de rechterkant omhoog. Links wordt de aanvalshoek vergroot en wordt de

luchtstroming meer naar beneden afgebogen. Daardoor ontstaat meer draagkant en meer weerstand aan de linkerkant. Rechts ontstaat door een uitslag van het rolroer omhoog minder draagkracht en minder weerstand.

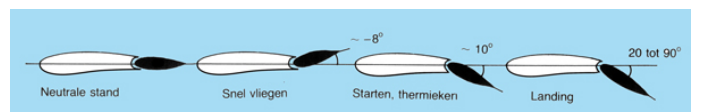


REMKLEPPEN

Door het uittrekken van de remkleppen verhogen we de weerstand. Op de plaats waar de remkleppen verticaal op de vleugels omhoog gaan, laat de luchtstroming volledig los, neemt de weerstand behoorlijk toe en neemt de lift af. Vanwege hun grote effectiviteit worden remkleppen slechts over een klein gedeelte van de spanwijdte toegepast. Aangezien de overtreksnelheid met het gebruik van remkleppen iets toeneemt, gebruiken we de remkleppen alleen als we minimaal met landingsnelheid vliegen. Trek je de remkleppen, dan moet de verminderde draagkracht en grotere weerstand gecompenseerd worden door een grotere invalshoek, of door iets meer snelheid. Vaak zal je door de toegenomen weerstand de neus iets moeten drukken om de landingsnelheid vast te houden.

FLAPS

Door het gebruik van flaps begint een vliegtuig meer op de vleugels van een vogel te lijken. Bij iedere snelheid past een optimale vorm van de vleugels. Met flaps kunnen we dit enigszins nabootsen. Een zweefvliegtuig met flaps (in het Nederlands welvingskleppen) kan de achterrand van de vleugel omhoog of omlaag doen. Omhoog heet negatief en omlaag positief.



Flaps negatief Bij hoge snelheden doe je de flaps omhoog. Je zet de flaps negatief, je maakt een gestrekt profiel. De lift neemt door een uitslag van de achterrand omhoog iets af maar de weerstand neemt ook af en dat is in die situatie gunstiger.

Flaps positief Bij thermieken en landen doe je de flaps naar beneden. Je zet de flaps positief, je maakt een gewelfd profiel. Je krijgt daardoor een grotere vleugelwelling, dus meer lift. De weerstand neemt iets toe maar dat is bij thermiekvliegen minder nadelig. De snelheid waarmee we thermiekvliegen is langzamer dan de steeksnelheden die we vliegen om van thermiekbelt naar thermiekbelt te vliegen. Het loont dus om met een positieve flapstand te thermieken en snel te vliegen met een negatieve flapstand.

Voor de landing hebben de flaps een aparte landingsstand. Naarmate de klap verder omlaag wordt uitgeslagen neemt de

draagkracht (lift) en de weerstand toe. Hiervan kun je gebruik maken om de landing zo kort mogelijk te houden.

Op geringe hoogte brengt het gebruik van flaps gevaren met zich mee. Wanneer je de flaps uit de landingsstand haalt en bijvoorbeeld naar neutraal schuift, omdat je bijvoorbeeld ziet dat je anders voor je landingsveld landt, dan neemt de aanvalshoek af en kan het vliegtuig sterk 'doorzakken'. Daarom gebruik je in de landing de remkleppen en wanneer je ziet dat je je landingsveld zeker haalt, dan kun je de flaps in de landingsstand zetten en daar houd je ze dan ook in. De flaps uit de landingsstand halen, kan alleen met voldoende snelheid en hoogte.

5. DE LUCHTDICHTHEID

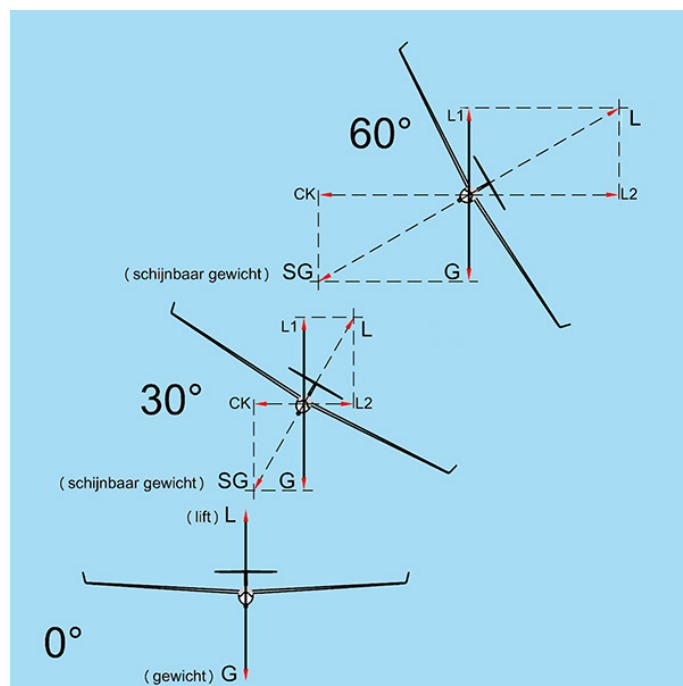
De luchtdichtheid is afhankelijk van de luchtdruk en de temperatuur. Wanneer een thermiekbel omhoog gaat, dan zet de lucht uit en wordt de luchtdichtheid kleiner, maar op grotere hoogte is de temperatuur van de lucht lager en bij een lagere temperatuur neemt de luchtdichtheid toe.

Hoogte in meters	Luchtdruk hPa	Luchtdichtheid kg/m ³	Temperatuur in °C
0	1013,3	1,225	15
1000	898,6	1,1116	8,5
2000	79,5	1,0065	2
3000	701,1	0,9091	-4,5
5000	540,2	0,7361	-17

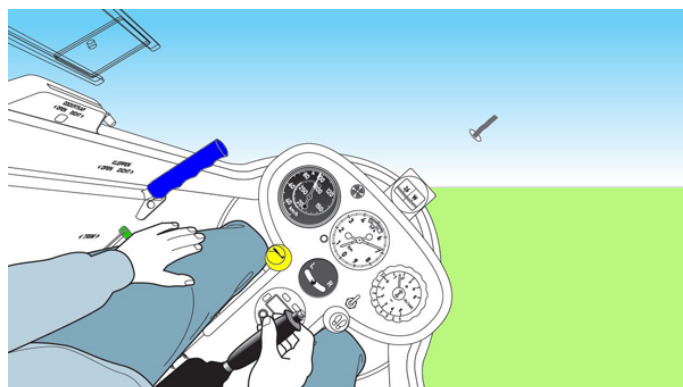
Zweefvliegen vindt meestal plaats in de onderste twee duizend meter en daar is de verandering in de luchtdichtheid gering. Uit de liftformule blijkt dat de invloed van de luchtdichtheid op de draagkracht van veel minder invloed is dan een verandering in de snelheid, zodat we in de praktijk van het zweefvliegen nauwelijks rekening hoeven te houden met een verandering van de luchtdichtheid in de onderste paar duizend meter en wel goed rekening moeten houden met een verandering in de snelheid.

Draagkracht in een bocht

De overtreksnelheid in een bocht is hoger dan bij gewoon rechtuit vliegen. Dit komt doordat bij het maken van een bocht de richting van de lift veranderd is. Bij rechtuit vliegen staat de lift zo goed als recht tegenover het gewicht van het vliegtuig. Bij het vliegen van een bocht staat de lift nog steeds loodrecht op de vleugels, maar door de helling niet meer recht tegenover het gewicht. De lift is te ontbinden in een horizontale en verticale component. Hoe steiler we de bocht maken, hoe meer de horizontale component toeneemt.



Door de dwarshelling krijgt de draagkracht een zijwaartse component. Dit is een middelpuntzoekende kracht, welke verantwoordelijk is voor de baanverandering van het zweefvliegtuig in de gewenste richting (binnenkant van de bocht). Dit is aangegeven met de stippellijn L₂. Als de dwarshelling toe neemt dan neemt de middelpuntzoekende kracht (L₂) toe en tegelijk de centrifugaal kracht (CK) die tegenovergesteld is aan L₂. Hierboven zie je op de afbeelding een zweefvliegtuig zonder dwarshelling, bij de middelste 30° dwarshelling en rechts 60° dwarshelling. Je ziet dat pijl L (de lift) steeds langer wordt. Dit komt doordat het gewicht (G) hetzelfde blijft maar het schijnbaar gewicht (SG), de combinatie van G en CK, groter wordt naarmate de helling toeneemt. En het is het schijnbare gewicht welke door de lift (L) moet gecompenseerd worden. Ook zal hierdoor dus de overtreksnelheid toenemen met toenemende helling. Bij het nemen van een bocht zal je dus de aanvalshoek moeten vergroten voor extra lift (trekken aan de stuurknuppel) alsook zorgen dat de snelheid voldoende is.



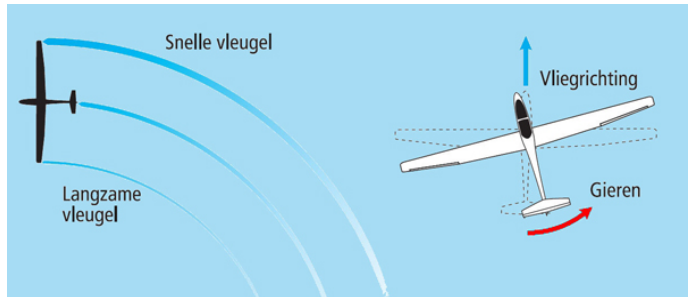
Stellen we de beschikbare lift om het gewicht te dragen bij rechtuit vliegen op 100%, dan is er bij een helling van 30° nog 93% beschikbaar, bij 45° nog maar 70% en bij 60° nog maar 50%.

Vooral bij steilere bochten moeten we daar terdege rekening mee houden. De draagkracht (lift) neemt toe toe met het kwadraat van de snelheid (2 x zoveel snelheid is 4 x zoveel draagkracht). Bij het maken van bochten moeten we er rekening mee houden dat de overtreksnelheid met de toenemende dwarshelling ook toeneemt.

In het tabelletje hieronder wordt de toename van de overtreksnelheid voor verschillende dwarshellingen gegeven.

Dwarshellin g	Dwarshelling: Toename overtreksnelheid
20°	± 3%
30°	± 7%
45°	± 20%
60°	± 41%

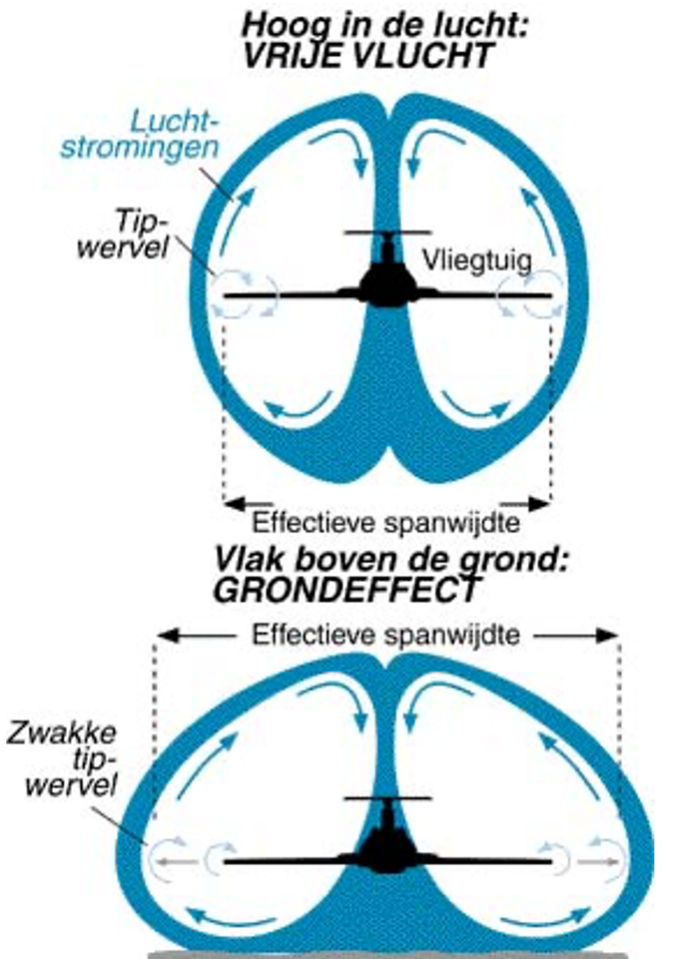
Bij bochten tot 30° hoef je de vliegsnelheid maar een beetje te verhogen. Bij steilere bochten verhoog je duidelijk de snelheid. Je doet dat door de snelheid vanuit de normale bocht te laten toenemen.



Bij het maken van een bocht ondervindt de binnenvleugel door een gunstiger aanstroming als gevolg van de V-stelling van de vleugel iets meer lift dan de buitenvleugel. Toch moet je bij het maken van een bocht iets stuurknuppel tegen geven om te voorkomen dat de buitenvleugel te ver omhoog gaat. Dat komt omdat de buitenvleugel meer snelheid heeft dan de binnenvleugel, ookwel geïnduceerd rollen genoemd. Het effect van de snellere buitenvleugel is het sterkst en daarom moet je meestal iets stuurknuppel tegen (tegen de draairichting) geven bij het maken van bochten.

GRONDEFFECT

Wanneer je met een zweefvliegtuig een landing probeert te maken zonder gebruik te maken van de remkleppen dan blijf je vrij lang vlak boven de grond doorvliegen. Door het grondeffect blijft het vliegtuig langer op grassprijthoogte doorvliegen dan je verwacht. De geïnduceerde weerstand neemt af en de overdruk onder de vleugel neemt toe (de geïnduceerde weerstand komt bij 5.1.3 de weerstand aan de orde).



Minder geïnduceerde weerstand. De draagkracht van een vleugel ontstaat doordat de stroomlijnen naar beneden worden afgebogen. Actie is reactie. De luchtdeeltjes die naar beneden worden afgebogen geven een even grote reactie naar boven. Vlak bij de grond wordt de omlaag gerichte beweging van de luchtdeeltjes belemmerd door de grond. De opgehoopte lucht drukt de tipwervel (vortex) naar buiten en maakt hem zwakker.

Grotere druk onder de vleugel De draagkracht van de vleugel ontstaat ook doordat de lucht langs de bolle bovenkant van de asymmetrische vleugel sneller stroomt dan langs de onderkant. Aan de onderkant ontstaat een hogere druk en aan de bovenkant een lagere. Normaal draagt de overdruk aan de onderkant ongeveer een derde bij aan de draagkracht van de vleugel en de onderdruk aan de bovenkant zorgt voor twee derde van de draagkracht. Vlak bij de grond neemt de overdruk onder de vleugel toe. Je merkt dit grondeffect alleen als je vlak boven de grond vliegt, het neemt snel met de hoogte af.

Dit grondeffect is kleiner bij een hoogvleugel dan bij een laagvleugel (dichter bij de grond).

5.1.2 DE LIFTFORMULE

Hiervoor is beschreven dat de draagkracht afhankelijk is van:

1. de luchtsnelheid	(V)	
2. de grootte van het vleugeloppervlak	(S)	
3. de aanvalshoek van de vleugel	(α)	}CL
4. de eigenschappen van het vleugelprofiel		
5. de luchtdichtheid	(ρ)	

De draagkracht wordt in formulevorm als volgt geschreven:

$$L = CL \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

De luchtdichtheid geven we aan met het teken ρ en we spreken dit uit met rho. De andere letters betekenen:

L =	lift, draagkracht in Newton
CL =	liftcoëfficiënt (coëfficiënt is de vermenigvuldigingsfactor) De grootte van de liftcoëfficiënt is afhankelijk van de invalshoek en de eigenschappen van het vleugelprofiel.
ρ =	Rho (ρ) is de luchtdichtheid in kg/m ³
V² =	de snelheid in m/s van de aanstromende lucht in het kwadraat
S =	het vleugeloppervlak in m ²

We zeggen dan: de lift is gelijk aan de liftcoëfficiënt keer de dynamische druk ($\frac{1}{2} \rho V^2$), keer het vleugeloppervlak.

Eerste voorbeeld:

Een LS4 met 80km/h, 90 km/h en 110 km/h

LS4a plus piloot = 350 kg = 3500 N

vleugeloppervlak = 10,5 m²

snelheid **80 km/h** = 22 m/s

luchtdichtheid = 1.225 kg/m³

$L = G$ (we gaan er van uit dat de lift gelijk is aan het gewicht)

$$L = CL \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \text{ dus } 3500 = CL \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 484 \cdot 10.5 \text{ dus } CL = 1,1$$

LS4a plus piloot = 350 kg = 3500 N

vleugeloppervlak = 10,5 m²

snelheid **90 km/h** = 25 m/s

luchtdichtheid = 1.225 kg/m³

$$L = CL \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \text{ dus } 3500 = CL \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 625 \cdot 10.5 \text{ dus } CL = 0,9$$

LS4a plus piloot = 350 kg = 3500 N

vleugeloppervlak = 10,5 m²

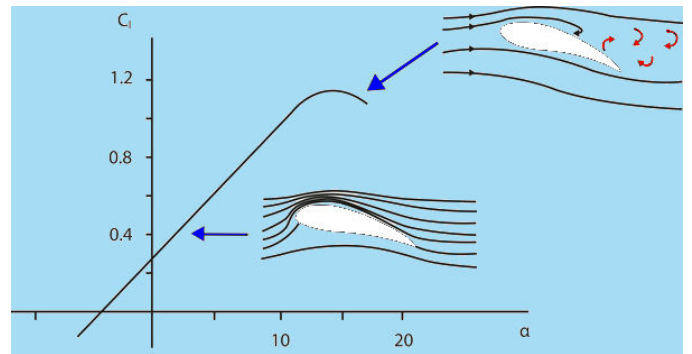
snelheid **110 km/h** = 30,6 m/s

luchtdichtheid = 1.225 kg/m³

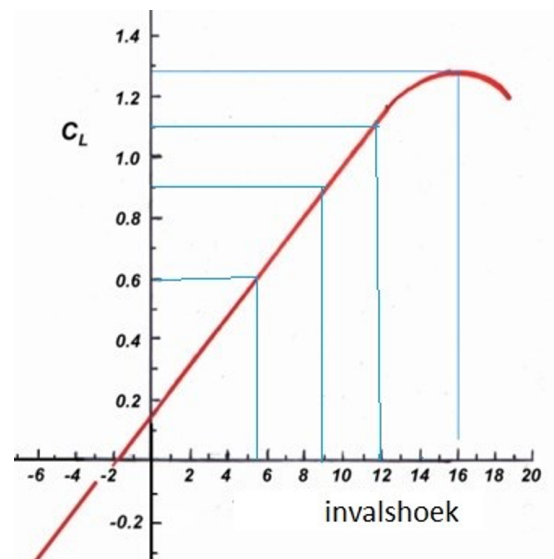
$$L = CL \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \text{ dus } 3500 = CL \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 934 \cdot 10.5 \text{ dus } CL = 0,6$$

Wanneer je de CL-waarde hebt uitgerekend, dan kun je in de grafiek CL vs α hieronder aflezen hoe groot de aanvalshoek is.

- Bij 80 km/h (CL = 1,1) vliegt het zweefvliegtuig met een invalshoek van 12° en zit het niet ver van z'n overtreksnelheid.
- Bij 90 km/h (CL = 0,9) vliegt het vliegtuig met een invalshoek van ongeveer 9 graden
- Bij 110 km/h (CL = 0,6) vliegt de LS4 met een invalshoek van ongeveer 5 graden.



Wanneer we de kritische aanvalshoek overschrijden (ongeveer 15°) dan zal de luchtstroom loslaten, te beginnen achteraan de vleugel, en uiteindelijk onvoldoende lift genereren waardoor het vliegtuig niet meer vliegt, het is in stall. Dit komt typisch voor wanneer we steeds trager vliegen (stuurknuppel naar achter trekken om de grotere aanvalshoek te laten compenseren voor de tragere snelheid), maar kan theoretisch bij elke snelheid als door een verstoring de aanvalshoek te groot wordt.



Tweede voorbeeld:

ASK21 plus 2 piloten = 600 kg = 6000 N

vleugeloppervlak = 17,95 m²

snelheid **80 km/h** = 22.2 m/s

luchtdichtheid = 1.225

$$L = CL \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \text{ dus } 6000 = CL \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 493 \cdot 17,65 \text{ dus } CL = 1,1$$

ASK21 plus 2 piloten = 600 kg = 6000 N

vleugeloppervlak = 17,95 m²

snelheid **90 km/h** = 25 m/s

luchtdichtheid = 1.225

$$L = CL \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \text{ dus } 6000 = CL \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 625 \cdot 17,65 \text{ dus } CL = 0,9$$

ASK21 plus 2 piloten = 600 kg = 6000 N

vleugeloppervlak = 17,95 m²

snelheid **110 km/h** = 30.6 m/s

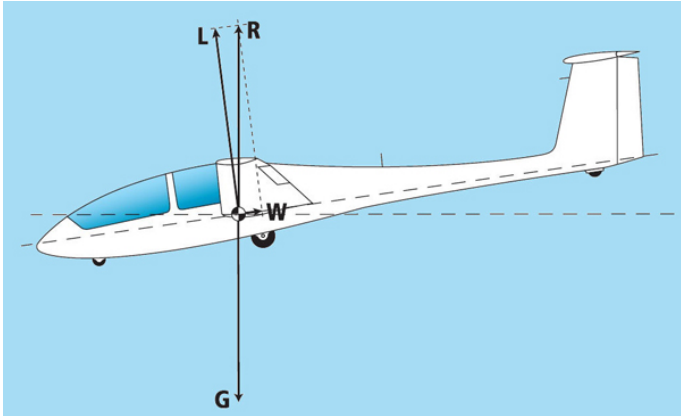
luchtdichtheid = 1.22

$$L = CL \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \text{ dus } 6000 = CL \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 936 \cdot 17,65 \text{ dus } CL = 0,6$$

Conclusie: De snelheid waarmee je vliegt is van grote invloed op de aanvalshoek en op de draagkracht.

5.1.3 DE WEERSTAND

Voor een wedstrijd wordt er lang op een zweefvliegtuig gepoetst. Heel nauwkeurig wordt het vliegtuig afgeplakt. Ontwerpers van zweefvliegtuigen doen er alles aan om de weerstand zo klein mogelijk te maken. Een vliegtuig krijgt draagkracht door lucht naar beneden af te buigen. Hierbij ondervindt het vliegtuig weerstand waardoor het afremt. In dit hoofdstuk gaat het over de weerstand die een zweefvliegtuig tijdens het vliegen ondervindt en wat er gedaan kan worden om die zo klein mogelijk te maken.



De weerstand, die een vliegtuig tijdens het vliegen ondervindt, is naar achteren gericht. Het is een remmende kracht precies tegenovergesteld aan de vliegrichting. Op de afbeelding hierboven wordt dat weergegeven met de letter W. W is de totale weerstand die een vliegtuig ondervindt. De totale weerstand die een vliegtuig ondervindt, wordt verdeeld in **vleugelweerstand** en **schadelijke weerstand**. De vleugelweerstand is opgebouwd uit:

- 1 de drukweerstand
 - 2 de wrijvingsweerstand
 - 3 de geïnduceerde weerstand
- } profielweerstand

De drukweerstand en de wrijvingsweerstand vormen samen de **profielweerstand**. De vleugelweerstand bestaat dus uit profielweerstand en geïnduceerde weerstand. De delen van het vliegtuig die geen lift op leveren veroorzaken de **schadelijke weerstand**. In een schema ziet het er zo uit.



$$D_{\text{tot}} = D_{\text{druk}} + D_{\text{wrij}} + D_{\text{geind}} + D_{\text{schad}}$$

Met schadelijk weerstand bedoelen we de weerstand die ontstaat door het wiel, de romp en het verticale staartstuk. Dus alle onderdelen van het vliegtuig die niet bijdragen aan de draagkracht. Het wordt ook wel parasitaire weerstand genoemd. Door een intrekbaar wiel, gladde oppervlakten, het afplakken van naden en een aerodynamische vorm kan de schadelijke weerstand verkleind worden. Uit windtunnelproeven blijkt dat de druppelvorm (bolle voorzijde en spitse achterkant) de meest gunstige vorm is. Bij het maken

van een zweefvliegtuig wordt veel gedaan om de schadelijke weerstand te beperken.

Er blijkt ook weerstand te ontstaan door de onderlinge beïnvloeding van de luchtstromingen. Dit wordt **interferentieweerstand** genoemd. Bijvoorbeeld de invloed van de romp op de weerstand van het begin van de vleugel. Omdat lekken bij de overgang van de romp naar de vleugel de stroming en de interferentieweerstand negatief beïnvloeden, moeten die overgang met tape afgeplakt worden.

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

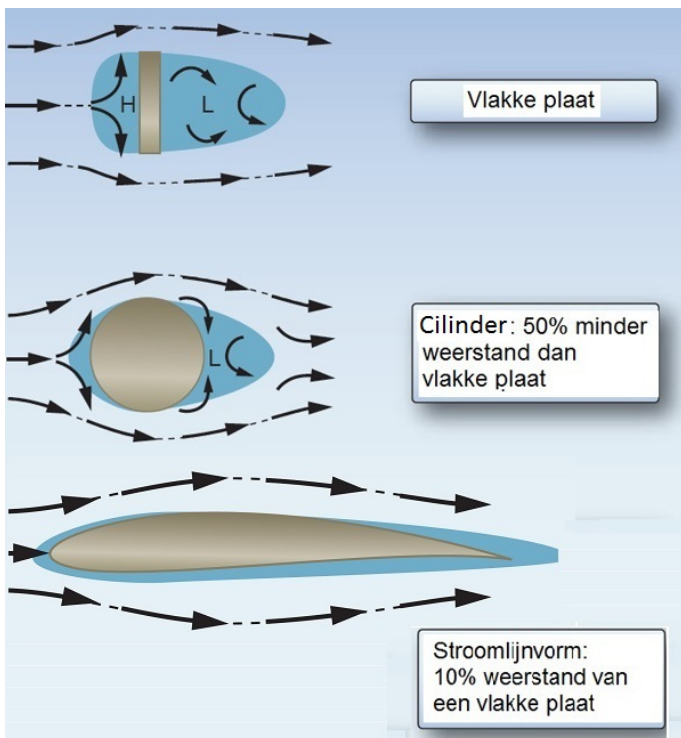
De **restweerstand** en de **profielweerstand** bestaan beide uit **drukweerstand** en **wrijvingsweerstand**.

DRUKWEERSTAND

De drukweerstand wordt ook wel de **vormweerstand** genoemd. Het is de remmende kracht die veroorzaakt wordt doordat de aanstromende lucht tegen een onderdeel van het vliegtuig botst. Op de afbeelding hieronder zie je dat de lucht tegen een voorwerp aankomt. Een voorwerp dat door de lucht vliegt, moet de lucht voor het voorwerp in tweeën splitsen. Er ontstaat aan de voorkant een hogere druk en aan de achterzijde een lagere.



De ene vorm geeft veel meer weerstand dan de andere vorm. Hieronder kun je zien welke vormen veel en welke vormen weinig weerstand veroorzaken. De vlakke plaat (remklep) levert de grootste weerstand en de druppelvorm (vleugel) de minste.

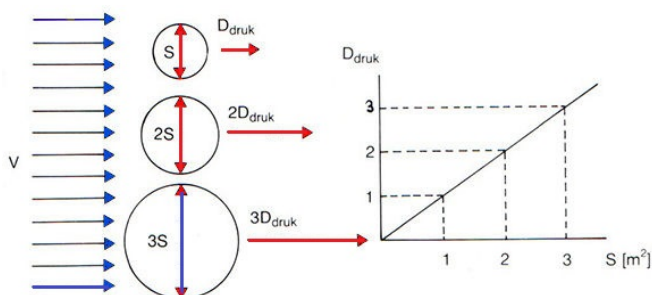


(Afb. overgenomen uit: FAA Glider Flying Handbook 2013)

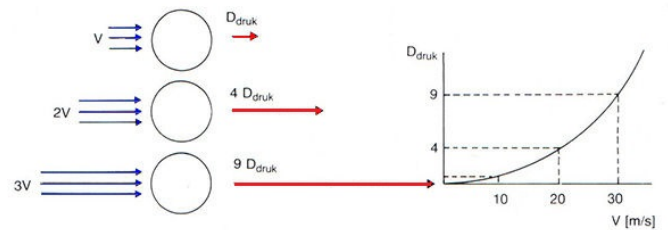
De grootte van de drukweerstand is net als bij de liftformule afhankelijk van:

1. de grootte van het aanstromingsvlak. Een twee keer zo'n dikke vleugel ondervindt een twee keer zo'n grote drukweerstand.
2. de lichtsnelheid (V) De drukweerstand neemt in het kwadraat toe met de lichtsnelheid, dus twee keer zo snel vliegen veroorzaakt vier keer zoveel drukweerstand.
3. de luchtdichtheid (ρ) Bij toenemende hoogte neemt de luchtdichtheid af en daardoor ook de drukweerstand, maar door de temperatuurdaling minder snel dan de afname van de luchtdruk.
4. de vorm van het onderdeel van het vliegtuig. De druppelvorm geeft de minste drukweerstand.
5. de hoek die het voorwerp maakt met de aanstromende lucht. Hoe groter de hoek met de aanstromende lucht hoe groter de drukweerstand. Zodra de luchtstroom los laat, neemt de weerstand erg toe.

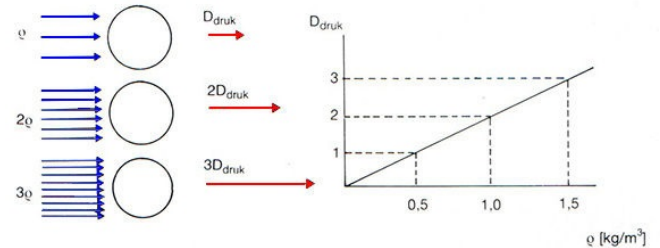
$D_{\text{druk}} = \frac{1}{2} \rho V^2 \times S \times C_{d_{\text{druk}}}$ ($C_{d_{\text{druk}}}$ is een weerstandcoëfficiënt in functie van de vorm en de aanvalshoek)



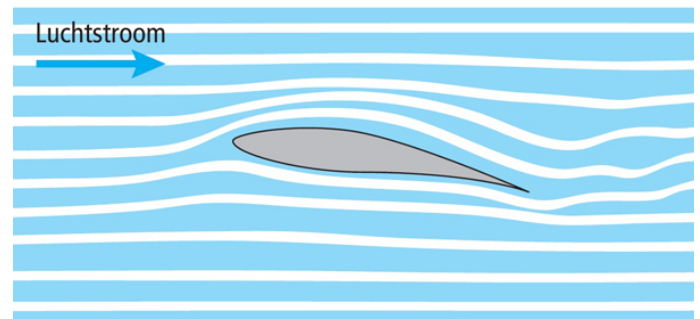
1. Een twee keer zo'n groot aanstromingsvlak ondervindt een twee keer zo'n grote drukweerstand.



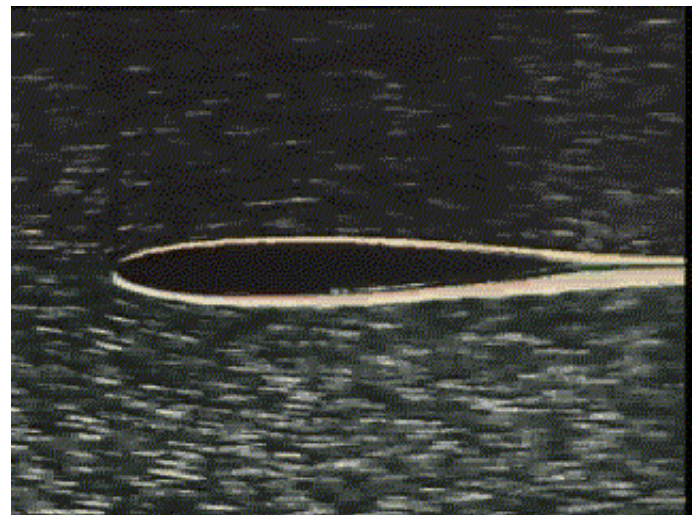
3. Twee keer zo snel vliegen veroorzaakt vier keer zoveel drukweerstand.



4. Twee keer zo'n hoge luchtdichtheid geeft bij dezelfde temperatuur twee keer zo'n hoge drukweerstand.



4. De druppelvorm geeft de minste drukweerstand



5. Hoe groter de hoek met de aanstromende lucht hoe groter de drukweerstand. Zodra de luchtstroming loslaat, neemt de weerstand erg toe.

WRIJWINGSWEERSTAND

De weerstand die veroorzaakt wordt door het afremmen van de luchtdeeltjes die langs de vleugels, de romp en het stabilo glijden wordt **wrijvingsweerstand** genoemd.

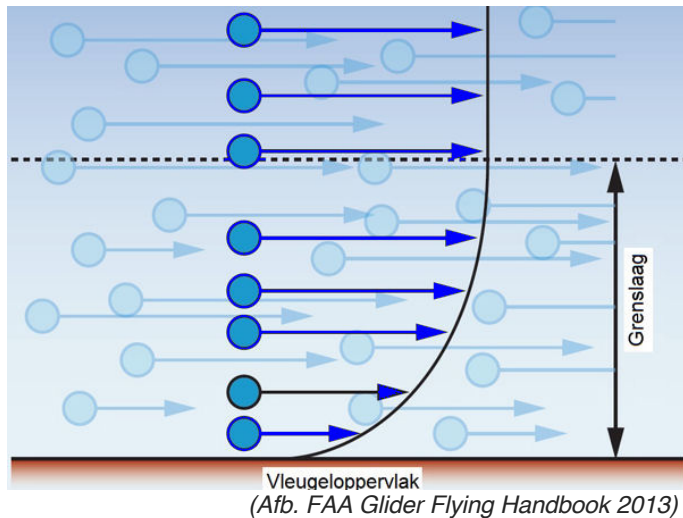
De wrijvingskracht hangt af van:

1. de stromingsvorm in de grenslaag (laminair of

turbulent)

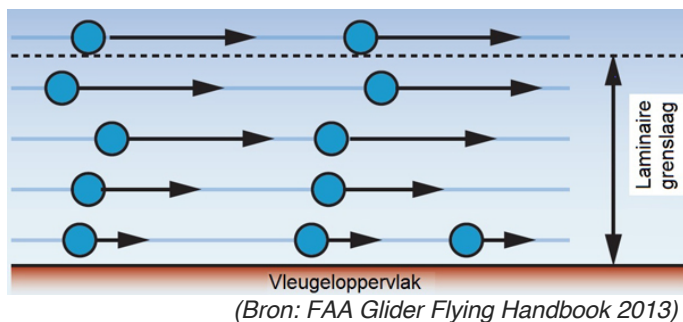
2. de oppervlakteruwheid
3. de luchtdichtheid
4. de luchtsnelheid
5. de oppervlakte

$D_{wrij} = 1/2 \rho V^2 \times S \times C_{dwrij}$ (C_{dwrij} is een weerstandcoëfficiënt in functie van de stromingsvorm en oppervlakteruwheid)



1. Stromingsvorm in de grenslaag (laminair of turbulent)

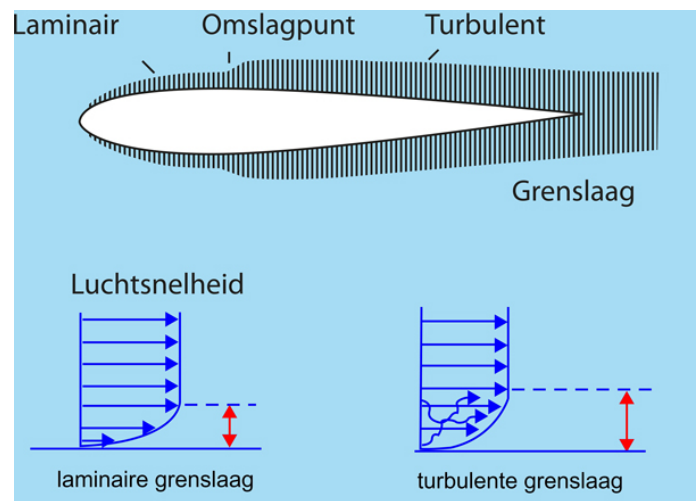
Hierboven zie je dat de luchtdeeltjes die langs de vleugel wrijven door de oppervlakteruwheid van de vleugel en door de vorm van de vleugel worden afgeremd. Vlak aan het oppervlak is de snelheid van de stroming gelijk aan nul. Buiten de grenslaag (de laag waarin de luchtdeeltjes langzamer stromen dan daarboven in de ongestoorde lucht) is de snelheid van de luchtdeeltjes gelijk aan de aanstromende lucht. Op deze afbeeldingen is de grenslaag centimeters dik getekend, in werkelijkheid is de grenslaag erg dun. Aan het begin van de vleugel vaak dunner dan 1 mm en verder naar achteren meerdere millimeters.



Er wordt onderscheid gemaakt tussen twee verschillende stromingsvormen:

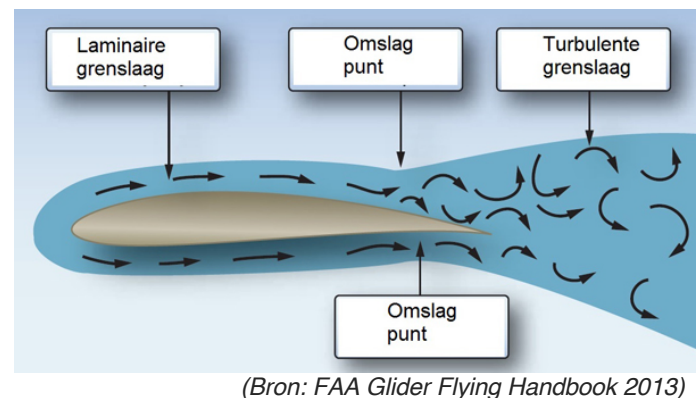
- laminaire stromingen
- turbulente stromingen

Zolang de luchtdeeltjes keurig naast elkaar stromen is er sprake van een **laminaire stroming**. Laminaire betekent gelaagd. Bij een laminaire stroming liggen de lagen met toenemende snelheid vlak boven elkaar. In de laminaire stromingen bewegen de luchtdeeltjes zich naast elkaar langs de stroomlijnen zonder zich onderling te vermengen. Een laminaire grenslaag veroorzaakt veel minder weerstand dan een turbulente grenslaag. Naarmate de stroming verder langs het oppervlak van de vleugel gaat, worden steeds meer luchtdeeltjes afgeremd. De grenslaag wordt dikker en het snelheidsverschil tussen de lagen wordt minder groot.



Je ziet boven op deze afbeelding dat de laminaire stroming bij de neus van de vleugel begint. Daar is de grenslaag het dunst. Verder van de voorrand van de vleugel af is de snelheid van de luchtstroming groter en neemt de dikte van de grenslaag toe.

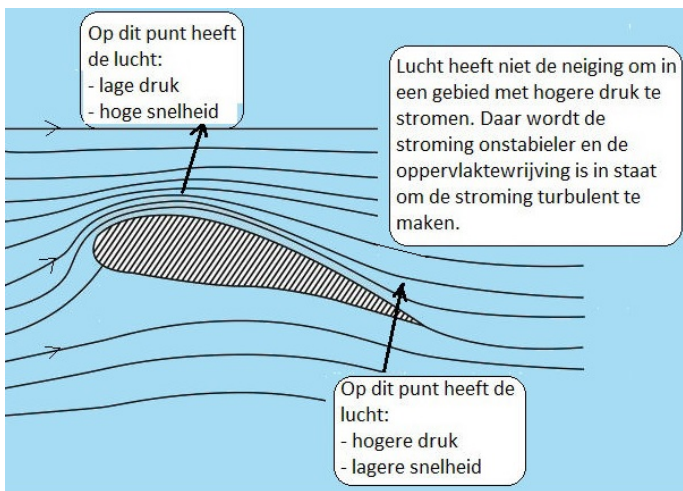
Omslagpunt Bij het omslagpunt gaat de laminaire stroming over in een turbulente stroming. In plaats van langs stroomlijnen bewegen de luchtdeeltjes zich vanaf dat punt op een grillige, kronkelige, chaotische manier. Sneller bewegende luchtdeeltjes vermengen zich met luchtdeeltjes vlak aan het oppervlak waardoor daar de snelheid van de luchtdeeltjes toeneemt. De grenslaag wordt dikker en dit veroorzaakt vanaf die plaats meer weerstand. Een turbulente grenslaag veroorzaakt 5 tot 10 keer zoveel wrijvingsweerstand dan een laminaire grenslaag. Daarom wordt de grenslaag het liefst zo lang mogelijk laminaire gehouden. De omslag van de stroming van laminaire naar turbulent vindt plotseling plaats.



Hier zie je dat de stroming rondom dit profiel heel lang laminaire blijft, maar op een bepaald punt, het **omslagpunt**, van laminaire overgaat naar turbulent.

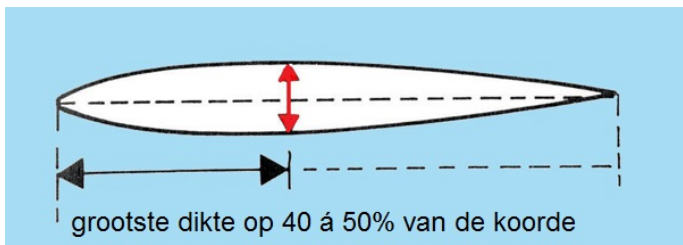
De plaats van het omslagpunt hangt af van:

- de luchtsnelheid
- de lichaamsvorm
- de oppervlakteruwheid.



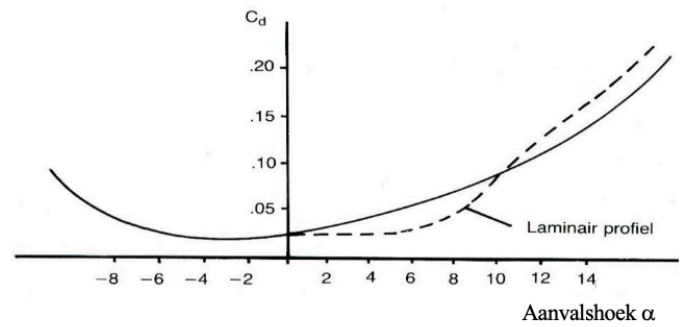
De vorm van de vleugel zorgt ervoor dat de lucht aan de bovenkant, daar waar de vleugel dikker wordt, steeds sneller stroomt. Hier aan de voorkant van de vleugel is de grenslaag dun en de stroming laminair. Na het dikste punt gaat de lucht geleidelijk langzamer stromen en neemt de luchtdruk iets toe. De langzamere snelheid en de oppervlakteruwheid zijn hier in staat om een turbulente stroming te veroorzaken. Een laminaire grenslaag heeft moeite met een drukstijging en zal daarom sneller los laten dan een turbulente grenslaag. Loslating ontstaat vooral doordat de lucht van relatief hogere druk aan de achterkant van het profiel terug probeert te stromen naar de lage druk bij het dikste punt van het vleugelprofiel. Vandaar ook altijd een scherpe vleugelachterrand.

Het omslagpunt is niet hetzelfde als het loslaatpunt. Bij het omslagpunt wordt de stroming turbulent maar laat nog niet los. Bij het **loslaatpunt** kan de stroming het profiel niet meer volgen. Loslating probeer je dus te voorkomen of te beperken.

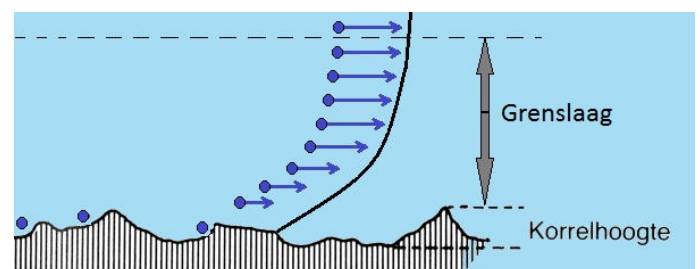


Door de vorm van de vleugel proberen we zolang mogelijk de stroming laminair te houden. Een laminair profiel heeft de grootste dikte van de vleugel op zo'n 40 á 50% van de koorde (gemeten vanaf de voorkant van de vleugel). Het voordeel van laminaire profielen is de lagere weerstand, een nadeel is dat een laminaire stroming makkelijker, lees sneller en abrupter loslaat. Een wedstrijdzwefvliegtuig heeft een laminair profiel. Een ASK-21 heeft geen laminair profiel

In onderstaande grafiek zien we de totale weerstand tegenover de aanvalshoek. Ook zien we het verschil wanneer we met een laminair profiel werken, waarbij de weerstand langer beperkt blijft tot ook deze op een gegeven moment turbulent wordt.



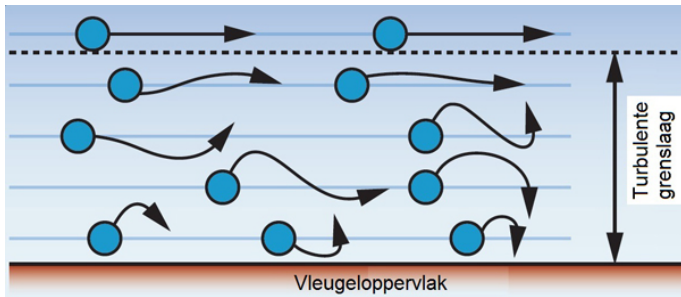
2. Oppervlakteruwheid Niet alleen de vorm van de vleugel heeft invloed op de plaats van het ontstaan van een turbulente grenslaag, ook de oppervlakteruwheid speelt een rol. Een zweefvlieg-vleugel lijkt glad maar onder een microscoop lijkt hij behoorlijk ruw. Door de ruwheid komt een laagje lichtmoleculen dicht tegen de huid van de vleugel tot stilstand en die erboven worden iets afgeremd. Zo ontstaat de grenslaag.



Een glad vleugeloppervlak heeft een veel lagere weerstand dan een ruw of vervuild oppervlak. Bij een glad oppervlak zullen de lichtmoleculen gemakkelijk langs het oppervlak glijden. Bij een ruw oppervlak is er meer botsing tussen de lichtmoleculen en het oppervlak, waardoor de wrijvingsweerstand zal toenemen en zal het omslaan van laminaire naar turbulente stroming bevorderen. Wanneer de **korrelhoogte** van het oppervlak **kleiner is dan 0,02 mm**, dan beïnvloedt de oppervlakteruwheid het omslagpunt niet. Muggen, afplaktape, regendruppels en vuil beïnvloeden het omslagpunt wel. De vervuiling heeft de meeste invloed op de voorrand van de vleugel en dan vooral op de bovenkant. Hoe eerder de laminaire stroming hier turbulent wordt hoe groter de weerstand.

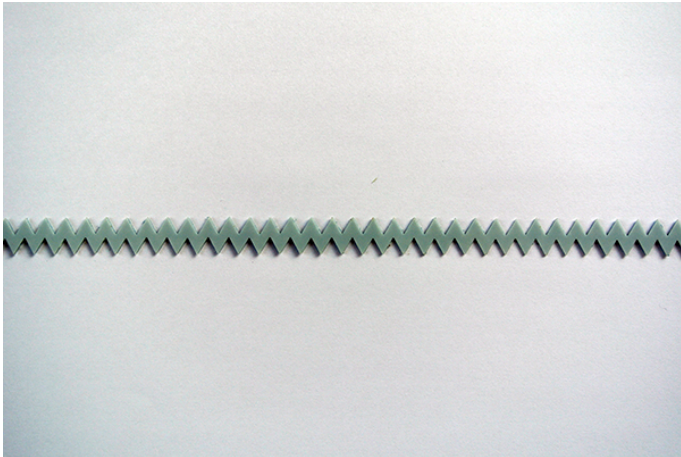


Vandaar dat je op de voorrand op veel zweefvliegtuigen bugwipers ziet. Mocht dit stuk van de vleugel door insecten vervuild zijn, dan kun je, d.m.v. bugwipers, die insecten tijdens het vliegen verwijderen.



(Bron: FAA Glider Flying Handbook 2013)

Hier zie je turbulente stroming. Soms is het verstandig om zelf op een bepaald punt onder de vleugel of op een roer die stroming turbulent te laten worden. Dit doen we d.m.v. **turbulatortape**.



Turbulatortape is een zigzagtape op een speciale plaats onder de vleugel of op een stabilo of richtingsroer. De plaats waar dit turbulatortape geplaatst moet worden, wordt in een windtunnel bepaald. Door zelf te bepalen waar de stroming turbulent wordt, is uiteindelijk de weerstand minder dan door het aan het toeval over te laten.

Laminaire grenslaag, turbulente grenslaag en loslaten van de luchtstroming

Bij een laminaire luchtstroming is de grenslaag dun en de weerstand klein. Bij een turbulente luchtstroming is de grenslaag dikker en de weerstand groter. Zowel laminaire als turbulente luchtstroming laten los als ze het vleugelprofiel niet meer kunnen volgen. Bij een luchtstroming die van het vleugelprofiel loslaat is de weerstand veel groter en de lift veel kleiner.

Door turbulatortape bepaal je waar de laminaire luchtstroming turbulent wordt. Je doet dat net voor het punt waar de laminaire luchtstroming loslaat. Het nadeel van een turbulente stroming is dat de weerstand groter wordt, maar het voordeel is dat turbulente stroming langer het vleugelprofiel blijft volgen, omdat de snelheid van de luchtdeeltjes dicht bij het oppervlak in een turbulente stroming hoger is dan in een laminaire stroming. Het punt van loslaten verschuift door het gebruik van turbulatortape naar achteren.

3. De luchtdichtheid

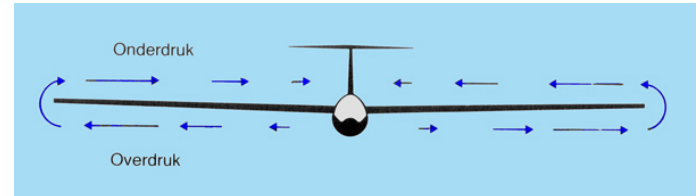
De luchtmoleculen in een laminaire stroming glijden in nagenoeg evenwijdige banen over elkaar zonder onderling te botsen. De weerstand die daarbij ontstaat hangt ook af van de luchtdichtheid. Hoe meer moleculen per volume-eenheid, hoe groter de wrijvingsweerstand. Op grote hoogte heeft de lagere luchtdichtheid een gunstig effect op de wrijvingsweerstand.

4. De luchtsnelheid

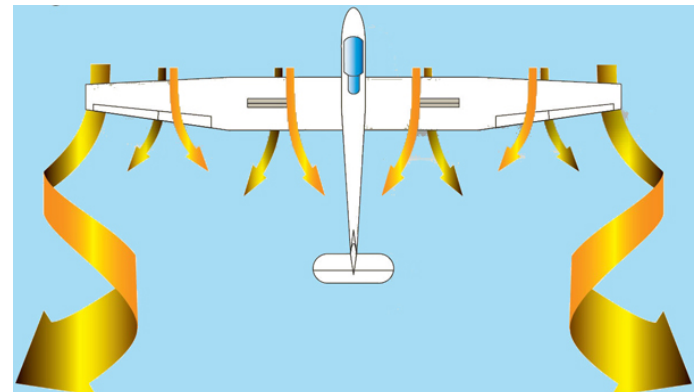
Twee keer zoveel snelheid veroorzaakt vier keer zoveel wrijvingskracht want, de wrijvingsweerstand is recht evenredig met het kwadraat van de luchtsnelheid.

GEÏNDUCEERDE WEERSTAND

Geïnduceerde weerstand wordt veroorzaakt door het weglekken van het lucht van de onderzijde van het vleugelprofiel naar de bovenzijde. Induceren betekent veroorzaken, teweegbrengen, op gang brengen. Door de vorm van de vleugel ontstaat er aan de onderkant een overdruk (plaatselijk maximum) en aan de bovenkant een onderdruk (plaatselijk minimum).

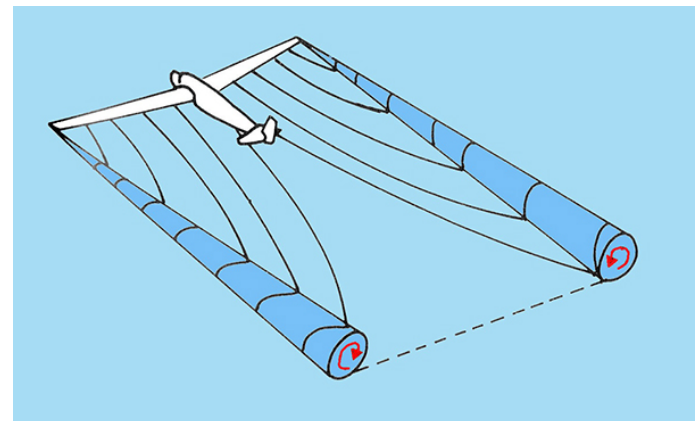


De lucht wil altijd van een maximum druk naar een minimum druk. Het maximum van onder de vleugel probeert naar de onderdruk van boven de vleugel te stromen. Daardoor ontstaat er onder de vleugel een stroming naar de tip en boven de vleugel een stroming naar de romp.



(Bron: FAA Glider Flying Handbook 2013)

De stroming aan de bovenkant van de vleugel buigt iets af naar de romp en onder de vleugel iets naar de tip. Zo ontstaat er bij de tip een spiraalvormige wervelende luchtstroming die zich naar achteren voort zet. Dit wordt ook wel zog turbulentie of vortex genoemd. Hoe groter de aanvalshoek, hoe groter het drukverschil en daardoor meer zog turbulentie.



Daar waar de stroomlijnen aan de vleugelachterrand bij elkaar komen wordt een draaibeweging ingezet, er vormen zich wervels die als twee kurketrekkers achter de vleugel aflopen.

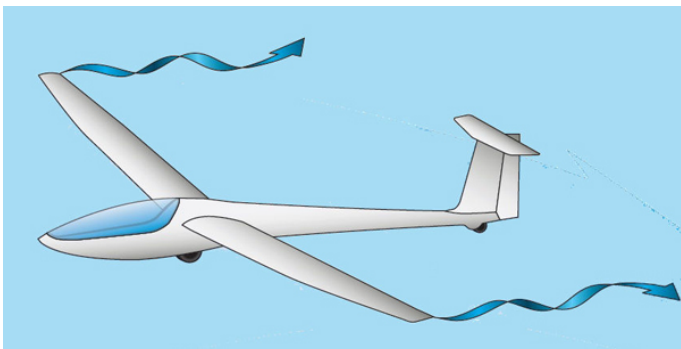


Vortex (bron NASA)

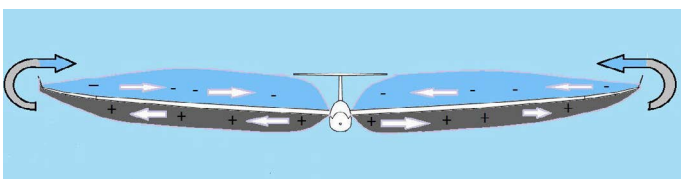
Bij het vliegen achter grote vliegtuigen moet je deze zog turbulentie altijd vermijden.



De zog turbulentie is niet na een paar tellen verdwenen, maar kan wel een paar minuten in de lucht blijven staan.



Bij zweefvliegtuigen is de geïnduceerde weerstand een behoorlijk deel (tot ongeveer 50%) van de totale weerstand. Hoe groter de aanvalshoek hoe groter de geïnduceerde weerstand. Geïnduceerde weerstand is de tol die we voor het produceren van lift moeten betalen (lift induced drag).



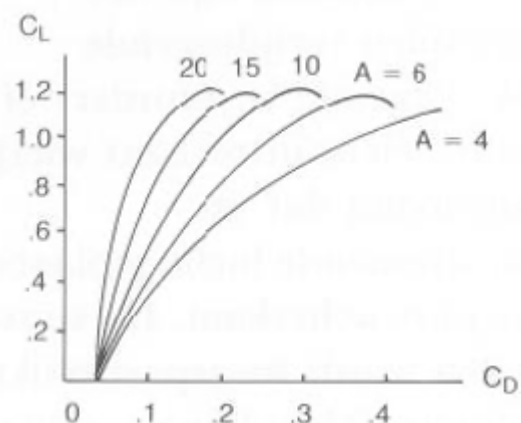
Vliegen zonder geïnduceerde weerstand is niet mogelijk, maar we kunnen de geïnduceerde weerstand wel verlagen door:

1. een grotere spanwijdte
2. het gebruik van winglets
3. een grote vleugelslankheid

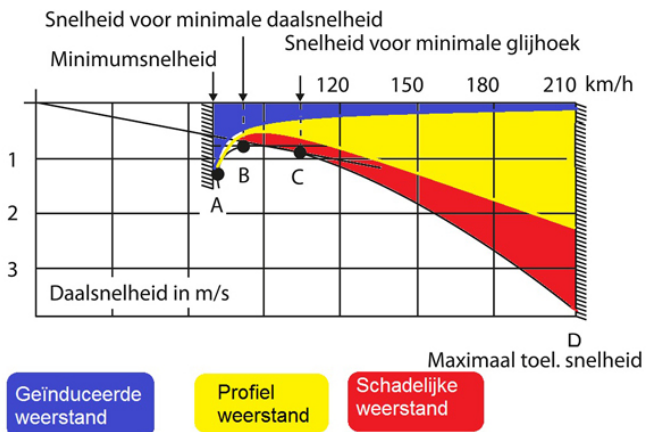
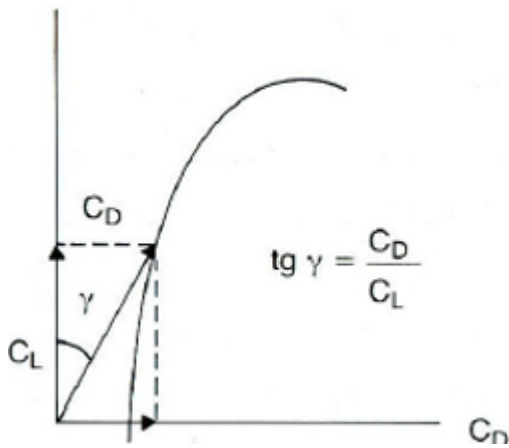


Nimbus 4 met 26,5 m spanwijdte

1. **Een grotere spanwijdte** Als de **spanwijdte** toeneemt, dan wordt de lucht over een breder gebied en onder een kleinere hoek afgebogen. De luchtstroom zal meer afstand moeten afleggen om weg te lekken van de onderkant naar de bovenkant van het vleugelprofiel. Uit proeven blijkt dat de geïnduceerde weerstand omgekeerd evenredig is met de spanwijdte. Een grotere spanwijdte heeft dus een behoorlijk effect op de geïnduceerde weerstand. Het vergroten van de spanwijdte heeft ook weer z'n grenzen. Hoe groter de spanwijdte hoe groter het gewicht, de wendbaarheid neemt af en de vervorming van de vleugel begint dan een rol te spelen.
2. **Het gebruik van winglets** Het gebruik van **winglets** helpt om het lekken van de lucht, die om de vleugeltip naar de bovenkant wil, te verminderen.
3. Een grotere **vleugelslankheid** zorgt voor een meer ellipsvormige opbouw van de onderdruk boven de vleugel. Een ellipsvormige opbouw vermindert de geïnduceerde weerstand. In onderstaande grafiek zien we de liftcoëfficiënt tegenover de weerstandcoëfficiënt voor verschillende vleugelslankheden. Een slanke vleugel zal in vergelijking met een brede vleugel minder geïnduceerde weerstand produceren.



De beste aanvalshoek vinden we bij de raaklijn aan de CL/CD grafiek (zie onder) waar we dus de beste verhouding tussen beide vinden (minste weerstand voor meeste draagkracht). De minste weerstand bevindt zich waar de grafiek de horizontale as snijdt en de meeste draagkracht aan de top van de grafiek.



Op deze snelheidspolaire (een uitleg over de snelheidspolaire staat bij 5.2 Vliegmechanica) is globaal de geïnduceerde weerstand, de profielweerstand en de schadelijk weerstand weergegeven.

Op de horizontale lijn staat de vliegsnelheid en op de verticale lijn de daalsnelheid. Bij lage snelheden is de invalshoek groot en de geïnduceerde weerstand groot. Bij hoge snelheden is de invalshoek klein en de geïnduceerde weerstand klein. Met het toenemen van de snelheid neemt de geïnduceerde weerstand af en nemen de profielweerstand en de schadelijk weerstand toe.

5.2 Vliegmechanica

Bij vliegmechanica wordt gekeken hoe een vliegtuig zich gedraagt onder invloed van diverse krachten die op het vliegtuig worden uitgeoefend.

De vliegmechanica kan worden onderverdeeld in **prestatieeler** en **vliegeigenschappen**.

Prestatieeler is de theorie die zich bezig houdt met de beweging van het vliegtuigzwaartepunt. Bij de prestatieeler gaat het om inzicht te krijgen in de prestaties van het zweefvliegtuig. Het gaat dan bijvoorbeeld over de beste glijhoek, de minimum daalsnelheid enz.

Vliegeigenschappen Bij vliegeigenschappen gaat het om de theorie die zich richt op de beweging om het vliegtuigzwaartepunt (rollen, gieren en stampen). Het gaat erom hoe het zweefvliegtuig op een veilige en gemakkelijke manier in een gewenste vliegtoestand gebracht kan worden en daar zonder veel moeite in gehouden kan worden. Een vliegtoestand kan zijn een:

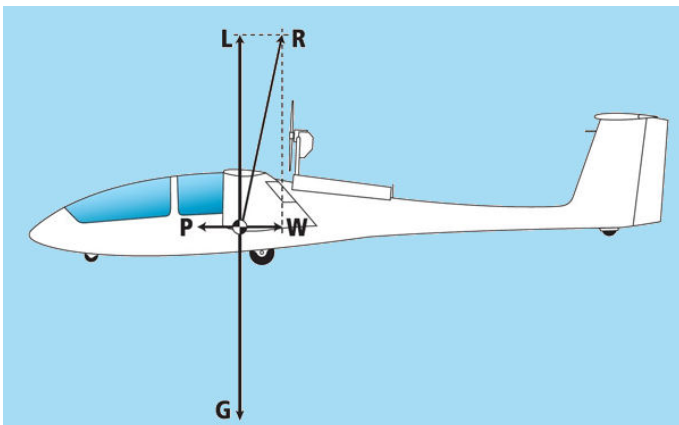
1. **stationair vlucht**; tijdens een stationaire vlucht wijzigen de krachten die op het vliegtuig werken niet en blijft de snelheid constant
2. **rechtlijnige vlucht**, een vlucht waarbij de baan die het vliegtuig maakt een rechte lijn is
3. **gecoördineerde**, of een **slippende** dan wel een **schuivende bocht**.

Voordat een zweefvliegtuig een bewijs van luchtwaardigheid krijgt, wordt getest of het zweefvliegtuig de volgende vliegeigenschappen bezit:

1. een vliegtuig moet zo gemaakt zijn dat er tijdens het vliegen sprake is van een **stabiele evenwichtssituatie**. Na een kleine verstoring moet het vliegtuig zichzelf in de oorspronkelijke evenwichtssituatie herstellen.
2. de piloot moet in staat zijn om d.m.v. de stuurorganen gemakkelijk elke gewenste vliegtoestand in te kunnen nemen en te handhaven.
3. een vliegtuig moet voldoende snel uit een ongewenste vliegtoestand gehaald kunnen worden.

Vliegtuigprestaties

Hieronder zie je een vliegtuig dat een **stationair rechtlijnige vlucht** maakt. Dat is een vlucht waarbij het toestel volgens een rechte lijn vliegt en waarbij de snelheid niet verandert. Door met een propeller trekkracht te leveren die even groot is als de weerstand, kan een motorvliegtuig de snelheid en hoogte constant houden.



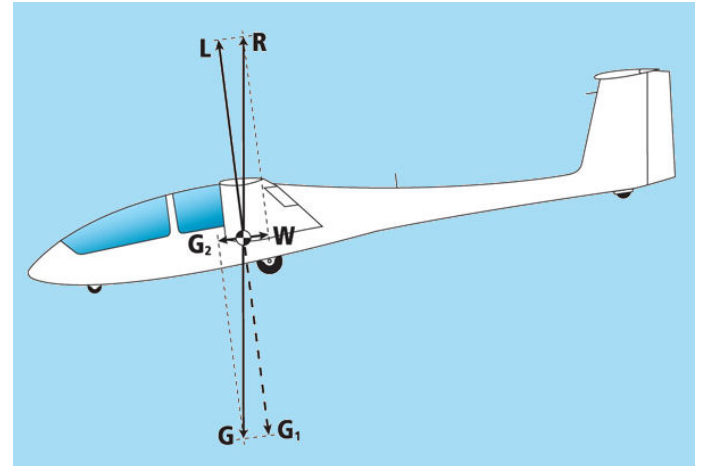
In de afbeelding hierboven zie je een zweefvliegtuig dat door een klapmotor horizontaal wordt voortbewogen. Het vliegtuig vliegt horizontaal en met constante snelheid. Tijdens het vliegen worden er 4 krachten uitgeoefend op dit vliegtuig. Dat zijn:

1. P = De trekkracht van de propeller.
2. W = De weerstand door de wrijving van de lucht op de romp en de vleugels
3. G = Het gewicht, oftewel het effect van de zwaartekracht
4. L = Lift. De lift die een even grote kracht op het vliegtuig uitoefent als de zwaartekracht.

Van deze krachten is tijdens de hele vlucht alleen de zwaartekracht constant, tenminste als de massa van het vliegtuig (water lozen) niet verandert. Tijdens de start, de landing of het maken van bochten wijzigen de andere krachten.

Als het zweefvliegtuig met hulpmotor horizontaal en met constante snelheid vliegt, dan zijn de lift (L) en het gewicht (G) van het vliegtuig gelijk en tegengesteld. Voor handhaving van de snelheid moet de trekkracht (P) van de propeller gelijk zijn aan de weerstand (W) van het vliegtuig.

Een puur zweefvliegtuig heeft geen propeller om de weerstand te overwinnen. Om te voorkomen dat het vliegtuig afremt door de weerstand, glijdt het schuin naar beneden.

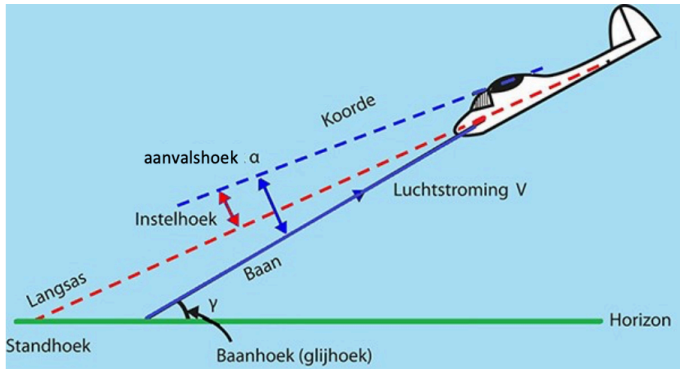


R (resultante) Hier zie je een zweezer die naar beneden glijdt. Bij een zweefvliegtuig zonder voortstuwing zijn de totale luchtkracht R (aerodynamische resultante) en het gewicht van het vliegtuig G gelijk en tegengesteld. De totale luchtkracht R bestaat uit de lift L (die staat loodrecht op de stroming) en W de weerstand (in de richting van de stroming).

De kracht G Deze kracht kan worden ontbonden in G_1 die gelijk is aan L en G_2 die gelijk is aan W . Kracht G_2 vervangt dus de trekkracht van de propeller. Wanneer er geen propeller is om het vliegtuig van trekkracht te voorzien dan zal het zweefvliegtuig altijd een dalende beweging uitvoeren ten opzichte van de lucht. Ook wanneer een zweefvliegtuig in een blok stijgende lucht vliegt, dan zal het in dat blok een dalende beweging moeten maken ten aanzien van de lucht om zijn snelheid te behouden. Alleen wanneer dat blok stijgende lucht sneller stijgt dan de eigen daalsnelheid van het zweefvliegtuig, maakt het zweefvliegtuig hoogtewinst.

W (weerstand) W is de weerstand. In het Engels is het drag. De weerstand wordt dus ook vaak met een **D** weergegeven. Hoe groter de weerstand hoe groter de ontbondene van het gewicht (G_2) moet zijn om de snelheid te behouden. Bij meer weerstand zal ook de dalende baan (**glijhoek**) van het vliegtuig ten opzichte van de horizon groter worden. Bij hoge

snelheden is de weerstand groot, de daalsnelheid is groot en dat houdt in dat dan de glijhoek (hoek met de horizon) groot is. Om een idee te hebben van de grootte kan men ruwweg het gewicht delen door het glijgetal. (Glijgetal = L/D , $L = \pm G$)



Hoeken

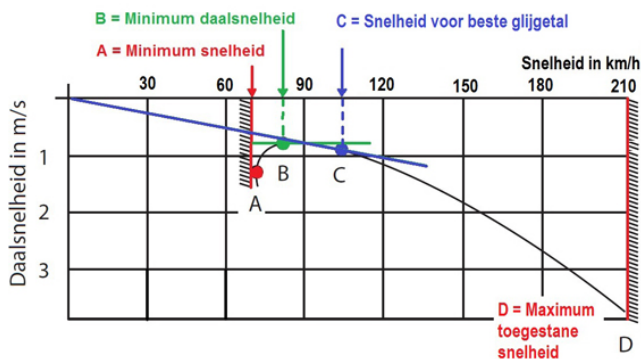
Tijdens het vliegen maakt de langsas van het zweefvliegtuig een hoek met de horizon. In de afbeelding hierboven is dat **zeer overdreven** getekend. Je ziet de volgende hoeken:

1. De hoek van de langsas met de horizon heet de **standhoek** van het vliegtuig.
2. De hoek van de baan van het vliegtuig met de horizon is de **baanhoek** of **glijhoek**.
3. De hoek tussen de koorde en de langsas is de **instelhoek**.
4. De hoek tussen de koorde en de luchtstroming is de **aanvalshoek**.

SNELHEIDSPOLAIRE

Een zweefvliegtuig dat geen gebruik maakt van een voortstuwingskracht glijdt langzaam naar beneden. In de grafiek hieronder zie je langs de horizontale lijn de vliegsnelheid in km/h en langs de verticale lijn de daalsnelheid in m/s. Dit noemen we de snelheidspolaire.

De snelheidspolaire die je hieronder ziet, geldt als een voorbeeld om de snelheidspolaire uit te leggen. Elk type vliegtuig heeft zijn eigen snelheidspolaire.

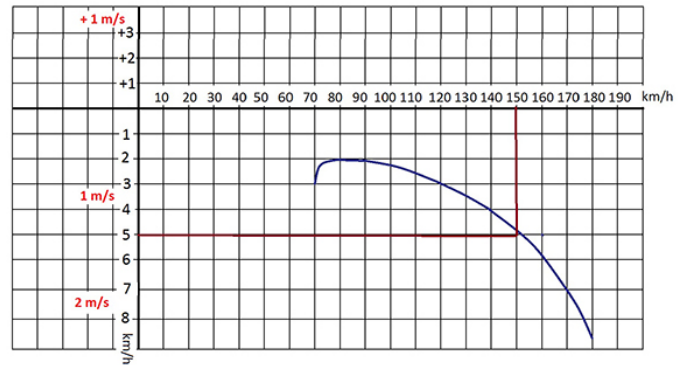


Je moet de volgende vier punten op de snelheidspolaire kennen:

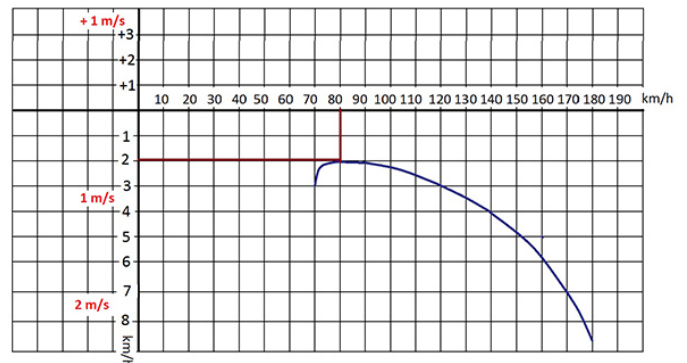
- Minimum snelheid** Dit is de overtreksnelheid. Het vliegtuig begint te schudden en de luchtstroming begint los te laten.
- Minimum daalsnelheid** Dit is het bovenste punt op de snelheidspolaire. De daalsnelheid is hier het kleinst. Dit is de beste snelheid om (in rustige lucht) zo lang mogelijk in de lucht te blijven. De totale weerstand is hier het kleinst.
- Snelheid voor beste glijgetal** De snelheid voor het beste glijgetal (kleinste glijhoek) betekent: de steeksnelheid waarbij met een bepaalde hoogte (in rustige lucht) de grootst mogelijke afstand kan

worden afgelegd. In dit punt is de verhouding van daalsnelheid tot vliegsnelheid zo klein mogelijk.

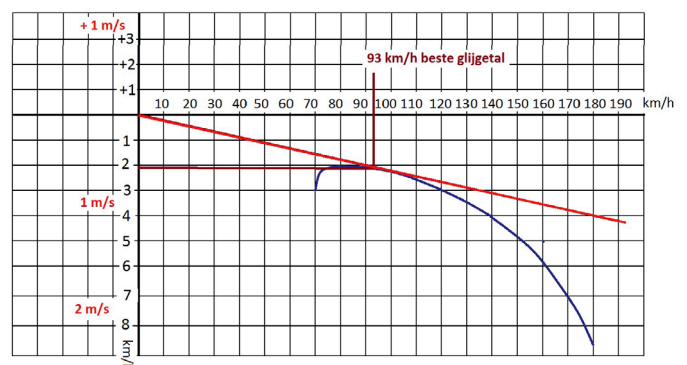
- Maximum toegestane snelheid** De maximale toegelaten snelheid is door de fabrikant bepaald aan de hand van sterkteberekeningen van de vleugel.



Glijgetal Het glijgetal bereken je door de vliegsnelheid te delen door de daalsnelheid. Je moet dan wel dezelfde eenheden hebben en daarom is de daalsnelheid op deze afbeelding weergegeven in km/h en niet in m/s. Dit vliegtuig heeft bij een vliegsnelheid van 150 km/h een daalsnelheid van 5 km/h. Het glijgetal is dan $150 : 5 = 30$.



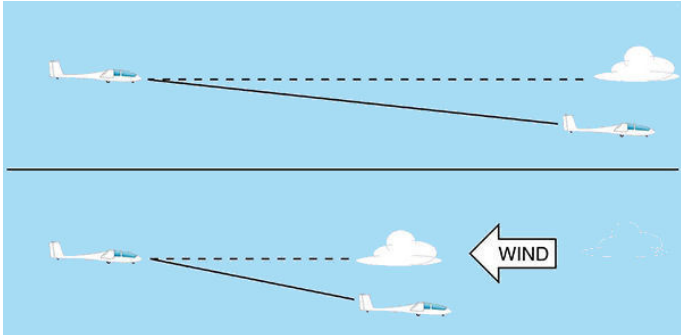
Minimum daalsnelheid Dit is het bovenste punt op de snelheidspolaire. Een horizontale raaklijn aan de polaire geeft de minimale daalsnelheid. De daalsnelheid is hier 2 km/h en de bijbehorende vliegsnelheid 80 km/h. Dit is de beste vliegsnelheid met de minste weerstand, om zo lang mogelijk in de lucht te blijven. Het glijgetal bij 80 km/h is 40.



Snelheid voor beste glijgetal Om het beste glijgetal te bepalen, trek je vanuit de oorsprong (het nulpunt) een raaklijn aan de polaire. Een ander woord voor oorsprong is de pool (Engels polar) en zo komen we aan het woord polaire. Daar waar de raaklijn de polaire raakt, trek je een lijn verticaal naar boven. Op de afbeelding is dat 93 km/h. De snelheid voor het beste glijgetal (beste glijhoek) betekent: de steeksnelheid waarbij met een bepaalde hoogte (in rustige lucht) de grootst mogelijke afstand kan worden afgelegd. In dit punt is de verhouding van daalsnelheid tot vliegsnelheid zo klein mogelijk (1:46 is kleiner dan bijvoorbeeld 1:40). Het glijgetal bij 93 km/h is voor dit vliegtuig 46.

Beste glijgetal bij tegenwind (zie ook hoofdstuk 7 Prestaties)

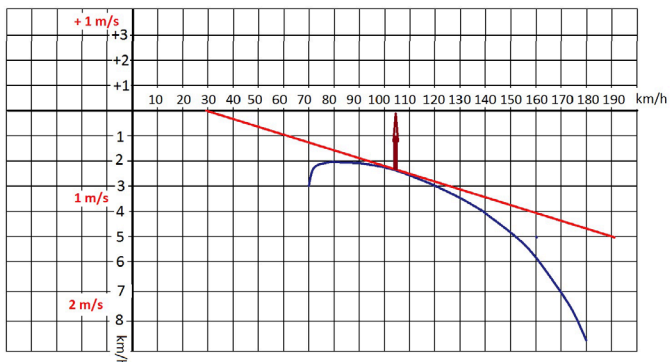
De snelheid voor beste glijgetal geldt alleen voor vliegen in rustige lucht. Dus geen thermiek en geen wind. Bij tegenwind leg je met 1 kilometer hoogte veel minder kilometers af dan bij geen wind.



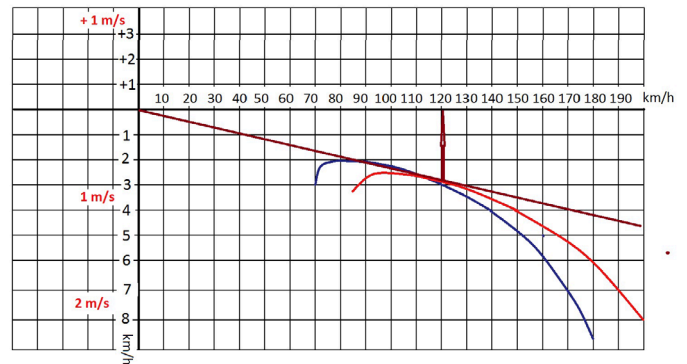
De zweefvlieger die van thermiekbelt naar thermiekbelt vliegt, merkt in de lucht niet veel van de tegenwind. Hij komt op dezelfde hoogte aan onder de thermiekbelt als bij geen wind, omdat zowel het zweefvliegtuig als de belt door de tegenwind worden verplaatst. Alleen de afstand die het zweefvliegtuig over de grond aflegt is veel kleiner.



Een Grunau Baby heeft een beste glijgetal van 17 bij 60 km/h. Stel je vliegt in een Grunau Baby met 60 km/h tegenwind, dan kom je niet vooruit. Stel je vliegt 60 km/h met 40 km/h tegenwind, dan kom je ook niet vooruit want je moet zo nu en dan thermieken en dan drijf je door de wind weer terug. Je zult dus sneller dan 60 km/h moeten vliegen. Hoeveel sneller dat kun je met de polaire berekenen. Bij een bepaalde hoeveelheid tegenwind hoort voor elk zweefvliegtuig een beste glijgetal om zo ver mogelijk te glijden. Je berekent dat glijgetal weer met de polaire.

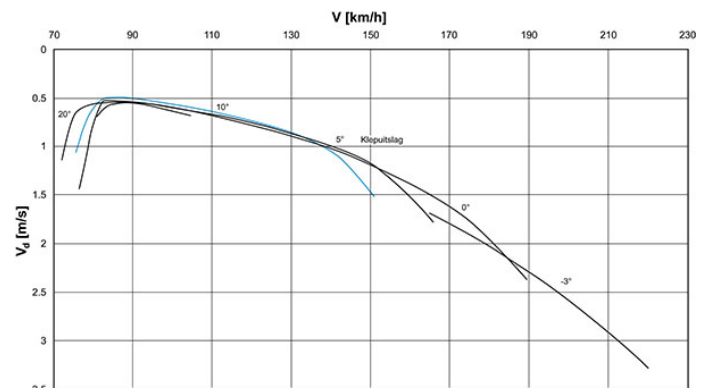


Heb je 30 km/h tegenwind dan bereken je de beste snelheid om van A naar B te vliegen door de raaklijn niet in de oorsprong maar bij 30 km/h te laten beginnen. De beste snelheid voor tegenwind van dit toestel is 105 km/h. Met deze snelheid kom je zo hoog mogelijk aan bij je volgende (keer)punt. Zo kun je ook de beste snelheid bepalen voor wind mee. Je neemt bij 30 km/h wind mee een punt dat 30 km/h links van het nulpunt ligt.



Beste snelheid voor vliegen met waterballast Door waterballast neemt de vleugelbelasting (het gewicht dat elke m^2 van de vleugel te dragen heeft) toe. Het lijkt misschien gek, maar door het zweefvliegtuig zwaarder te maken, worden de vliegprestaties in sommige omstandigheden beter. Bij hetzelfde glijgetal hoort dan een hogere vliegsnelheid. Je ziet dat de polaire met water iets gezakt is en naar rechts verschoven. Bij waterballast wordt de polaire langs de oorspronkelijke raaklijn naar rechts verschoven. Bij hetzelfde glijgetal hoort dan een hogere vliegsnelheid. Vlieg je 120 km/h met water, dan daal je met het zelfde glijgetal als vliegen met 93 km/h zonder waterballast. Het klimmen in de thermiek gaat langzamer, maar je steeksnelheid is hoger en dat levert (bij goede thermiek) een hogere reissnelheid op.

Beste snelheid voor vliegen met flaps Hieronder zie je de snelheidspolaires voor een zweefvliegtuig met flaps.

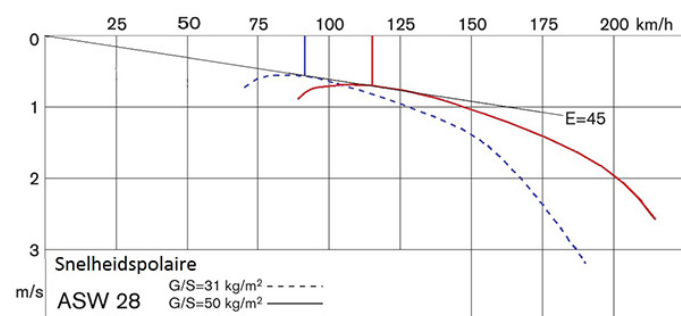


Snelheidspolaires voor een zweefvliegtuig met flaps

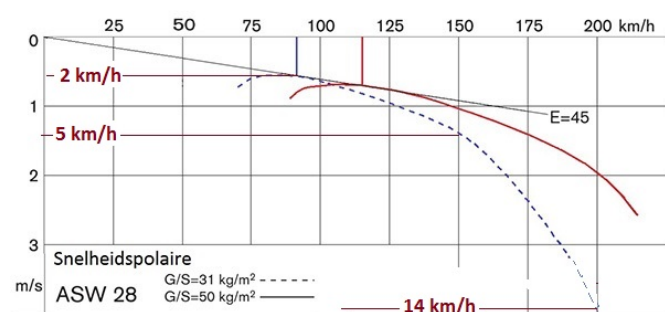
De minimum daalsnelheid is 80 km/h, want dit is het bovenste punt op deze polaire. Voor het bepalen van de beste glijhoek bij elke flapinstelling moet je een raaklijn trekken vanuit de oorsprong (het nulpunt). Aangezien de eerste 70 km niet op de afbeelding is afgebeeld moet je de tekening eerst naar links vergroten. Je kunt wel zien dat je bij elke flapstand een andere snelheid voor beste glijgetal kunt bepalen.

Snelheidspolaires ASW28, DG300 en LS4 Voor elk type zweefvliegtuigtype geldt een andere snelheidspolaire. In het handboek van het zweefvliegtuig staat de snelheidspolaire die bij dat zweefvliegtuig hoort. Om de vliegeigenschappen van het zweefvliegtuig waar je mee vliegt goed te kennen, is het nuttig dat je uit het vliegtuighandboek de snelheidspolaire kopieert en deze bestudeert.

ASW28 Hieronder zie je de snelheidspolaire van de ASW28 met een spanwijdte van 15 meter. Je ziet daarop een polaire met een vleugelbelasting van 31 kg/m² en een polaire met een vleugelbelasting van 50 kg/m². Deze polaire geldt voor een proper en goed afgeplakt vliegtuig zonder beschadigingen of bijvoorbeeld slecht sluitende wieldeurtjes.

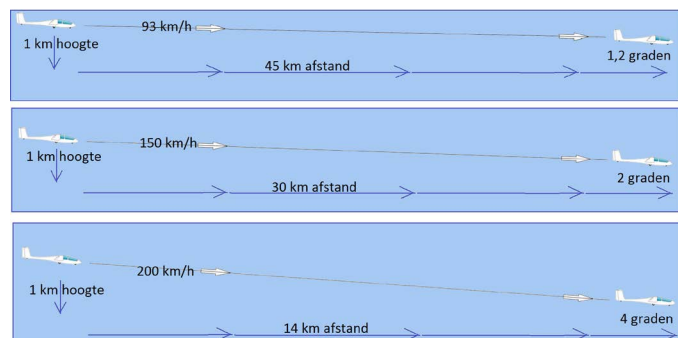


Bij een vleugelbelasting van 31 kg/m² is de snelheid voor beste glijgetal 92 km/h en bij een vleugelbelasting van 50 kg/m² is dat 115 km/h.



Snelheidspolaire met dalen in km/h.

Op deze afbeelding is het dalen in km/h erbij getekend. Bij een vleugeloppervlakte van 10,5 m² en een vleugelbelasting van 31 kg/m² heeft dit vliegtuig een gewicht van 325 kg. Bij 90 km/h daalt het vliegtuig 2 km/h en bij die snelheid is zijn glijgetal 45. Bij 150 km/h daalt het vliegtuig 5 km/h en is zijn glijgetal 30. Bij 200 km/h daalt hij 14 km/h en is zijn glijgetal 14.



- Bij 93 km/h heeft de ASW28 in rustige lucht een glijgetal van 45. Hij glijdt dan onder een hoek van 1,2 graden naar de horizon. De daalsnelheid verhoudt zich tot de vliegsnelheid als 1 : 45. Met 1 km hoogte kan hij 45 km afleggen.
- Bij 150 km/h heeft hij in rustige lucht een glijgetal van 30. Hij glijdt dan onder een hoek van 2 graden naar de horizon. Zijn glijhoek (hoek vliegbaan met de horizon) is dan 2 graden. De daalsnelheid verhoudt zich tot de vliegsnelheid als 1 : 30. Met 1 km hoogte kan hij 30 km afleggen.
- Bij 200 km/h heeft dit zweefvliegtuig in rustige lucht een glijgetal van 14. Hij glijdt dan onder een hoek van 4

graden naar de horizon. Zijn glijhoek is dan 4 graden. De daalsnelheid verhoudt zich tot de vliegsnelheid als 1 : 14. Met 1 km hoogte kan hij 14 km afleggen.

Wanneer je een rechthoekige driehoek tekent met daarop de daalsnelheid verticaal en de vliegsnelheid horizontaal dan kun je de glijhoek aflezen met een gradendriehoek. Je kunt de glijhoek ook bepalen met de tangens daalsnelheid/vliegsnelheid. Lukt het niet met een rekenmachine vul dan de zijden even in op: <https://www.berekenen.nl/a-z/hoek-berekenen>.

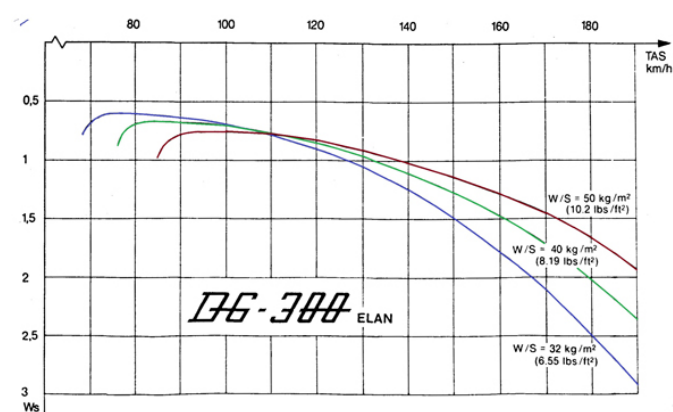
Het woord voor glijgetal is in het Engels: **lift-to-drag ratio** dus de verhouding van de lift tot de weerstand. Bij een glijgetal van 30 kun je met 1 km hoogte 30 km glijden. De weerstand is 30 keer kleiner dan de lift. De lift is bijna gelijk aan het gewicht. Je kunt ook zeggen: Weerstand = Gewicht/Glijgetal. De weerstand bij een bepaalde snelheid kun je berekenen door het gewicht van het vliegtuig te delen door het glijgetal bij die snelheid.

Vlieg-snelheid	Daal-snelheid	Glij-getal	Glij-hoek	weerstand = gewicht 325 / glijgetal
93 km/h	2 km/h	45	1.2 graden	325kg : 45 = 7,2 kgf
150 km/h	5 km/h	30	2 graden	325 kg : 30 = 10,8 kgf
200 km/h	14 km/h	14	4 graden	325 kg : 14 = 23 kgf

Conclusie:

- Bij elke vliegsnelheid hoort een bepaalde daalsnelheid.
- Vliegsnelheid gedeeld door daalsnelheid is het glijgetal.
- Hoe kleiner de glijhoek, des te groter de afstand die afgelegd kan worden.
- Als de snelheid toeneemt, dan worden de daalsnelheid, de glijhoek en de weerstand groter en het glijgetal wordt kleiner.

DG300 Hieronder tref je de polaire aan zoals die in het vliegtuighandboek van de DG300 staat. De daalsnelheid wordt weergegeven in m/s. Onthoud dat 1 m/s daalsnelheid 3,6 km/h is.



De polaire geldt voor een proper en afgeplakt toestel. Uit het handboek kun je verder o.a. de volgende gegevens halen:

Vleugelbelasting W/S	32 kg/m ²	40 kg/m ²	50 kg/m ²
overtreksnelheid	68 km/h	77 km/h	86 km/h
minimum daalsnelheid	0,56 m/s	0,62 m/s	0,68 m/s
bij	78 km/h	87 km/h	98 km/h
beste glijgetal	41	41,5	42

bij	100 km/h	112 km/h	122 km/h
-----	----------	----------	----------

1. **Snelheid en vleugelbelasting** Je ziet dat de overtreksnelheid en de snelheden voor minimum dalen en de snelheid voor het beste glijgetal bij een hogere vleugelbelasting hoger geworden zijn.
2. **Glijgetal en snelheid beste glijgetal** Je ziet dat het beste glijgetal bij hogere vleugelbelastingen (vrijwel) gelijk blijft; bij meer gewicht wordt het beste glijgetal bij een hogere snelheid bereikt. Bij de DG-300 wordt bij een hogere vleugelbelasting het glijgetal zelfs nog iets gunstiger. Bij een vliegsnelheid van 122 km/h heb je een daalsnelheid van 0,807 m/s en dan is het glijgetal 42.

Aanvalshoek, snelheid en gewicht

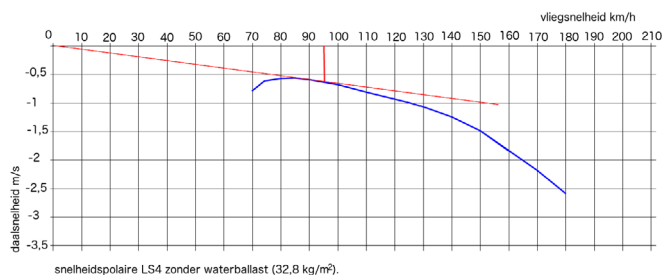
Bij de snelheid voor beste glijgetal vlieg je met de meest gunstige verhouding tussen vliegsnelheid en eigen daalsnelheid. Bij de DG-300 (W/S 32 kg/m².) is dat bij 100 km/h dus 0,67 m/s. Je hebt dan een glijgetal van 41.

Wat gebeurt er als je met de snelheid voor minimum dalen gaat vliegen?

Je vermindert de standhoek (neus hoger), dan wordt de iaanvalshoek groter en de snelheid kleiner. Zo ontstaat er weer evenwicht tussen gewicht en lift. Je vliegt dan met de meest gunstige snelheid om zo weinig mogelijk te dalen. Bij de DG-300 (WS 32 kg/m²) is dat bij 78 km/h slechts 0,56 m/s dalen. *Wat gebeurt er als je met en zonder waterballast vliegt en je vliegt bijvoorbeeld in de DG-300 100 km/h?*

1. Vlieg je **zonder** waterballast 100 km/h in rustige lucht dan vlieg je met de beste glijhoek (glijgetal 41), dus de gunstigste verhouding tussen vliegsnelheid en daalsnelheid.
2. Vlieg je **met** waterballast 100 km/h dan vlieg je met een grotere aanvalshoek om evenwicht tussen gewicht en lift te bereiken. Je hebt nu niet meer de beste glijhoek (glijgetal 37).

Conclusie: bij elke vleugelbelasting hoort één specifieke snelheid voor minimum dalen en één voor de beste glijhoek.

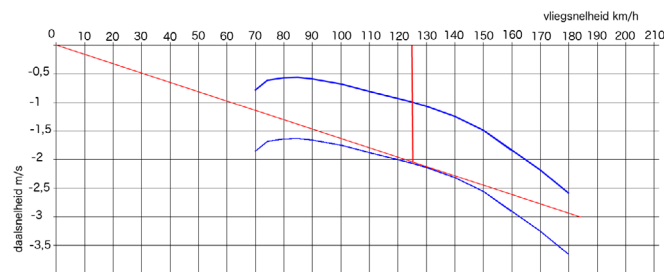


Bepaling snelheid voor beste glijhoek voor een LS4

Op de afbeelding zie je dat voor een LS4 zonder waterballast die snelheid in rustige lucht ±95 km/h is.

Bepaling snelheid voor beste glijhoek bij vliegen door een daalwindgebied (zie ook hoofdstuk 7 Prestaties)

Wanneer je door dalen heen vliegt verschuift de hele polaire naar beneden met de waarde van het dalen. Trek je dan een raaklijn vanuit de oorsprong dan krijg je een hogere snelheid voor de beste glijhoek.

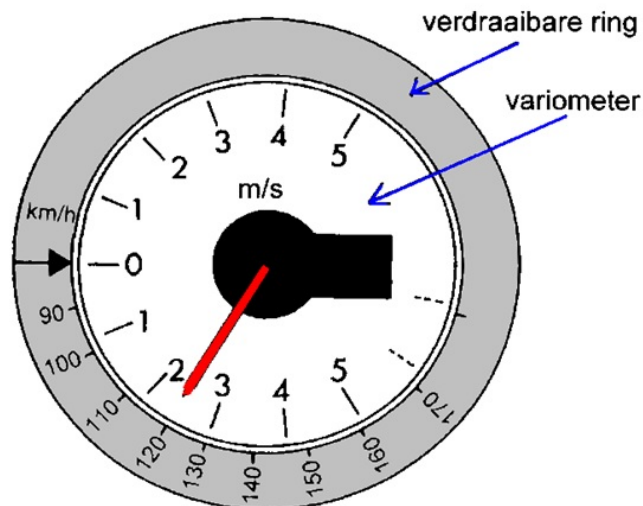


Vlieg je door een daalwindgebied waar de lucht met 1 m/s daalt, dan moet je (in een LS4 32,8 kg/m²) 125 km/h vliegen om de beste glijhoek te krijgen. Zo kun je per vliegtuigtype en vleugelbelasting voor elke hoeveelheid dalen de snelheid voor beste glijhoek bepalen.

MacCreadyring en sollfahrtgeber (zie ook hoofdstuk 7 Prestaties)

Veel zweefvliegtuigen hebben een MacCreadyring (MC) om de variometer, een sollfahrtgeber (SG) en een final glide computer (of een boordcomputer met o.a. een final glide rekendeel). De MC-ring en de SG zijn bedoeld om zo snel mogelijk afstanden door daal- en stijwindgebieden af te kunnen leggen of om met de snelheid voor de beste glijhoek terug naar het veld te vliegen. De final glide computer wordt gebruikt om de hoogte en de snelheid te bepalen om optimaal (= zo snel mogelijk) vanuit de laatste bel naar het thuisveld te vliegen.

De MC-ring geeft de beste snelheden om te vliegen zonder waterballast. Bij de sollfahrtgeber (vaak gecombineerd met een akoestische variometer) en de final glide computer is het wel mogelijk de aanwijzingen aan te passen voor verschillende vleugelbelastingen (dus met waterballast). Onthoud dat deze snelheden **niet** meer kloppen bij een sterk vervuilde vleugel en absoluut niet bij vliegen in de regen. Bij vliegen in de regen houd je ±110 km/h aan en **niet** de aangewezen MacCreadysnelheden.



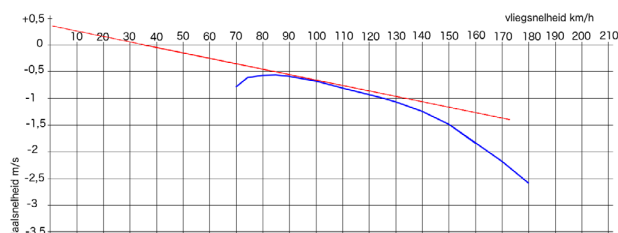
Beste snelheid voor daalgebieden (zie ook hoofdstuk 7 Prestaties)

Wanneer je terug naar het vliegveld vliegt - en er staat niet veel wind - dan kom je door gebieden waar je dalen hebt en gebieden waar je stijgen ondervindt. Om zo hoog mogelijk bij het veld aan te komen vlieg je met behulp van de MacCreadyring. Op deze verdraaibare ring, zie je een pijltje (driehoekje). Dit pijltje moet voor dit doel op 0 m/s staan. Voor elk hoeveelheid dalen bij het vliegen door een daalwindgebied wijst de naald van de variometer de

vliegsnelheid voor beste glijhoek aan. Deze snelheden volg je globaal. Als de variometer 2,5 m/s dalen aangeeft moet je volgens de hier afgebeelde MC-ring ongeveer 120 km/h gaan vliegen. De MC ring is gemaakt op basis van de snelheidspolaire van het vliegtuig met een vaste vleugelbelasting. Vlieg je met waterballast (hogere vleugelbelasting) dan klopt hij niet helemaal.

Terug vliegen naar je veld tegen de wind in (zie ook hoofdstuk 7 Prestaties)

Wanneer je tegen de wind in zo hoog mogelijk bij je veld of het aanknopingspunt wilt aankomen, dan zul je sneller moeten vliegen dan bij de situatie "geen wind". Hoeveel sneller volgt ook uit de snelheidspolaire. Als je bijvoorbeeld met 35 km/h tegenwind vliegt, trek je niet een raaklijn vanuit het nulpunt maar vanuit 35 km/h op de horizontale as naar de polaire.



Je ziet dat de snelheid die daarbij hoort ± 105 km/h is. Wanneer je de raaklijn van 35 km/h naar links doortrekt komt hij voor de LS4 uit op +0,4 m/s. Zet je dus bij 35 km/h tegenwind de pijl van de MC-ring op +0,4 m/s en dan geeft hij je de beste glijhoek ten opzichte van de grond waarmee je zo hoog mogelijk bij je veld aankomt. Voor het vliegen met wind mee moet je een raaklijn tekenen die voor de 0 km/h begint. Onder het vliegen weet je meestal niet precies hoe hard de tegenwind is en daarom schat je de MC-instelling als volgt: bij matige tegenwind de pijl op plus 0,25 m/s en bij krachtige tegenwind de pijl op plus 0,5 m/s.

tegenwind	sterkte	ringinstelling
matig	5 m/s = circa 10 knopen = 18 km/h	+ 0.25 m/s
krachtig	10 m/s = circa 20 knopen = 36 km/h	+ 0.5 m/s
hard	15 m/s = circa 30 knopen = 54 km/h	+ 0.75 m/s

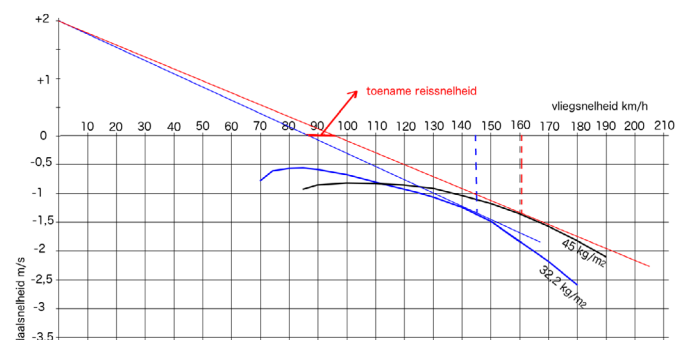
Sollfahrtgeber (zie ook hoofdstuk 7 Prestaties)

Een sollfahrtgeber is niets anders dan een elektronische versie van een MC-ring. Ook de sollfahrtgeber geeft de beste snelheid aan om door een daal- of stijwindgebied te vliegen. Alleen werkt de sollfahrtgeber in de praktijk eenvoudiger. In plaats van de naald van de variometer steeds op de gevlogen snelheid op de ring te houden, houd je nu de naald van de sollfahrtgeber op nul. In plaats van het driehoekje op de ring op bijvoorbeeld plus 1 m/s te draaien, kun je de sollfahrtgeber met de MC-knop instellen op elke stijgsnelheid. Wijst de wijzer hoger aan dan 0 m/s dan vlieg je te snel. Neem snelheid terug en de wijzer van de sollfahrtgeber zal dalen. Wijst de sollfahrtgeber minder dan 0 m/s aan, dan moet je de snelheid verhogen.

Vliegen met water

1. Lees voor het vliegen met waterballast het handboek van het vliegtuig
2. Vliegen met waterballast is alleen lonend bij bellen met een grote diameter en met behoorlijk stijgen
3. Ruim voor de landing het water lozen

Lees voordat je in een nieuw type zweefvliegtuig met water gaat vliegen altijd eerst wat daarover in het handboek van het betreffende vliegtuig staat. Je vindt daar niet alleen de polaire voor vliegen met en zonder water maar ook aanwijzingen over het maximum toelaatbaar gewicht, de verdeling van de waterballast over de vleugels en de staart in relatie tot het gewicht van de piloot, de overtreksnelheid enz. Als het gewicht van het vliegtuig toeneemt, moet ook de lift toenemen. Dit betekent dat je snelheid hoger moet zijn.



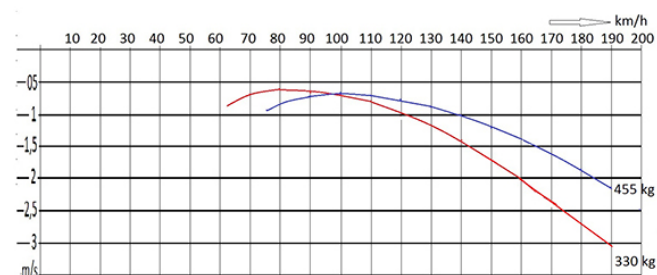
Slechter stijgen, beter steken

Uit die polaire valt af te lezen dat als gevolg van de waterballast:

1. de overtreksnelheid toeneemt
2. de daalsnelheid in het lage snelheidsgebied toeneemt
3. de daalsnelheid in het hoge snelheidsgebied afneemt.
4. bij gelijk stijgen en vliegen volgens de M.C.-instelling de glijhoek verbetert en de reissnelheid toeneemt.

Met andere woorden: hij stijgt slechter en 'steekt' beter. Bij zwakke tot matige thermiek vlieg je met een lage MacCready-instelling. Je steeksnelheid is niet hoog en door water mee te nemen stijg je slechter. In zo'n geval verslechter je dus de prestaties van je vliegtuig.

Polaire berekenen bij waterballast Bij een verandering van de vleugelbelasting kan de nieuwe polaire worden getekend door elk punt van de oude polaire vanuit de doorsprong te vermenigvuldigen met $\sqrt{\text{nieuw gewicht} / \text{oud gewicht}}$.



Je ziet hier de polaire van de Pegase 101A zonder water en met water. Deze polaire is overgenomen uit het handboek van de Pegase. Je kunt voor elk gewicht de nieuwe polaire tekenen door elk punt van de oude polaire vanuit de doorsprong te vermenigvuldigen met $\sqrt{\text{nieuw gewicht} : \text{oud gewicht}}$.

De berekening wordt dan:

$$\sqrt{\frac{\text{Nieuw gewicht}}{\text{Oud gewicht}}} \rightarrow \sqrt{\frac{455}{330}} = 1,117$$

Elk punt van de oude polaire wordt dan naar rechts en naar onderen vermenigvuldigd met 1,117 en zo krijg je de nieuwe

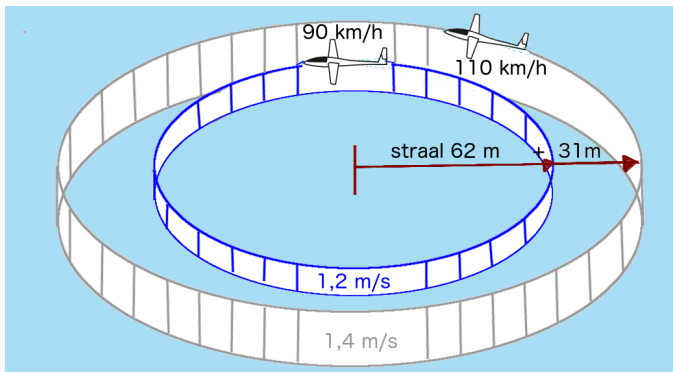
polaire.

Vlieg je met minder water waardoor je maximum gewicht bijvoorbeeld 420 kg wordt dan vermenigvuldig je beide punten met 1,13 en dan teken je de nieuwe polaire.

Op de website <http://wisb.vanstratum.com/index.php> kun je voor veel zweefvliegtuigtypes zien wat er met de snelheidspolaire gebeurt als je waterballast meeneemt of met een hogere MacCreadyinstelling gaat vliegen. Staat jouw zweefvliegtuig daar niet bij google dan even. Bijna alle polaires van zweefvliegtuigen staan wel op het internet, zoals bijvoorbeeld hier: <https://www.cumulus-soaring.com/polars.htm>

Invloed diameter bellen

Ook de doorsnede van de thermiekbellen speelt een rol bij het wel of niet meenemen of lozen van de waterballast. Bij elke bel hoort een optimale vliegsnelheid en de daarbij behorende dwarshelling. Een zweefvliegpiloot past tijdens het thermiekvliegen gevoelsmatig z'n snelheid en dwarshelling aan bij de doorsnede van de bel.



Twee zweefvliegtuigen met elk 45 ° dwarshelling. Eén zonder en één met waterballast. De binnenste vliegt met een snelheid van 90 km/h en heeft een daalsnelheid van 1,2 m/s. Zijn bochtstraal is 62 m. De buitenste vliegt met een snelheid van 110 km/h en heeft een daalsnelheid van 1,4 m/s. Zijn bochtstraal is 93 m.

Uit de afbeelding valt op te maken dat bij brede bellen en normale dwarshelling de eigen daalsnelheid nauwelijks lager is dan zonder waterballast (hier 0,2 m/s), maar dat de cirkel wel behoorlijk groter geworden is. Bij zwak stijgen maar grote bellen is waterballast nog wel voordelig. Veel funester zijn nauwe bellen, waar dan of zeer steil gedraaid moet worden of op een straal waar nauwelijks nog stijgen aanwezig is.

Final glide en dolfijnvliegen

Bij snelheden, die hoger liggen dan die voor het beste glijgetal, levert het hebben van waterballast voordelen op. Bij een final glide is het vliegen met water dus lonend. Ook bij dolfijnvliegen is het meestal gunstig om water aan boord te hebben. Bij dolfijnvliegen vlieg je zonder dwarshelling, je stijgt dus nauwelijks slechter dan zonder water en door de lange steken profiteer je wel van de voordelen.

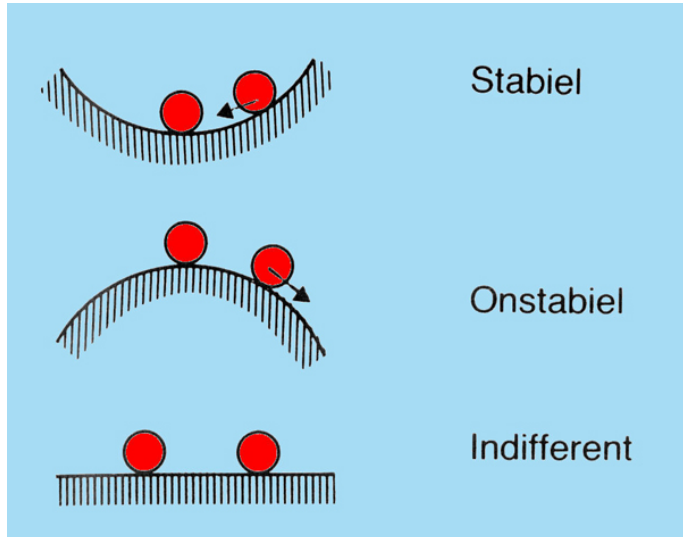
Water lozen

Door gebruik van waterballast vergroot je bij manoeuvres en bij de landing de belasting op het vliegtuig. Vermijd steil optrekken en loos voor de landing je waterballast. Houd er rekening mee dat het soms wel vijf minuten kan duren voor al het water eruit is. Besluit je om bij matig stijgen in de thermiekbel je waterballast er uit te gooien, kijk dan eerst of er geen zweefvliegtuigen onder je zitten. Ook is het mogelijk om slechts een deel van het water te lozen als de thermiek wel goed is maar niet goed genoeg voor de volledige lading. Je moet dan wel weten hoeveel water je per tijdseenheid loost

anders wordt het natte-vinger-werk. Twijfel je onder het vliegen of waterballast nog nut heeft, handel dan volgens de regel: bij twijfel lozen.

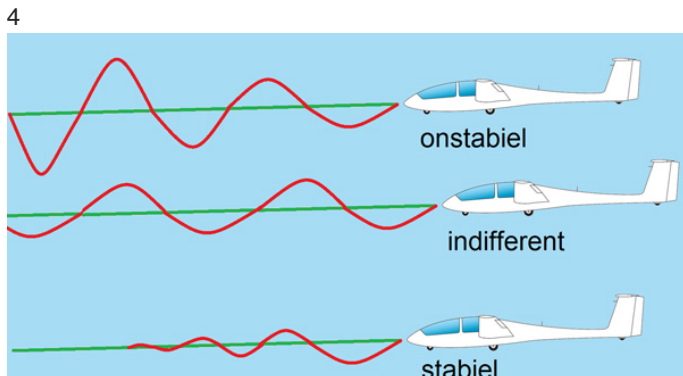
5.3 STABILITEIT

Met stabiliteit van het zweefvliegtuig bedoelen we de eigenschappen die het vliegtuig heeft om na een verstoring het evenwicht te herstellen. Een vliegtuig is zo gemaakt dat het veilig en gemakkelijk bestuurbaar is. Wanneer je de stuurorganen even loslaat, dan vliegt het zweefvliegtuig zichzelf. Dat wil zeggen bij een kleine verstoring herstelt het zichzelf weer in de evenwichtssituatie. Alleen bij grotere verstoringen moet je met de stuurorganen de gewenste vliegrichting herstellen. Dit hoofdstuk gaat over stabiliteit. Een zweefvliegtuig verkeert in een stabiel evenwicht als bij een verstoring uit dat evenwicht de neiging bestaat vanzelf weer naar de evenwichtstoestand terug te keren.



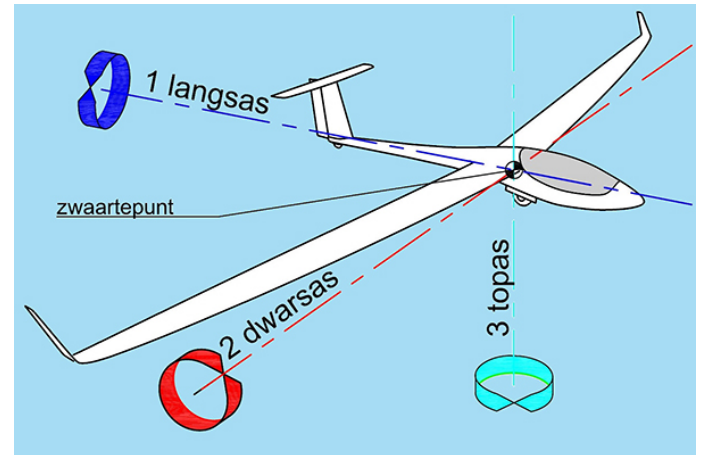
Stabiel, onstabiel en indifferent Er zijn drie vormen van stabiliteit: stabiel, onstabiel en indifferent. Stabiel wil zeggen dat na een verstoring wordt teruggekeerd naar de oorspronkelijke evenwichtstoestand. Bij onstabiel wordt na een verstoring nooit teruggekeerd naar een evenwichtstoestand en bij indifferent ontstaat een nieuwe evenwichtstoestand op een andere plek. Deze drie mogelijkheden zie je op de afbeelding hierboven afgebeeld:

- 1 Statisch Stabiel: Een knikker in een kom verkeert in stabiel evenwicht. Na een verstoring zal het kogeltje z'n oorspronkelijk positie weer innemen.
- 2 Statisch Labiel / Onstabiel: Een knikker op een bol vlak is in onstabiel evenwicht. Na de verstoring wordt de afwijking steeds groter.
- 3 Statisch Indifferent / Metastabiel: Een knikker op een vlakke plaat is in indifferent evenwicht. Na een verstoring komt de knikker op een andere plaats tot rust.



Een zweefvliegtuig is zo gebouwd dat na een verstoring er een kracht optreedt die de verstoring onderdrukt en de

oorspronkelijk vliegtuigtoestand herstelt. Dit werkt alleen als het zwaartepunt zich binnen de door de fabrikant vastgestelde grenzen bevindt. Een zweefvliegtuig dat te neuslastig of te staartlastig wordt beladen kan onstabiel worden.

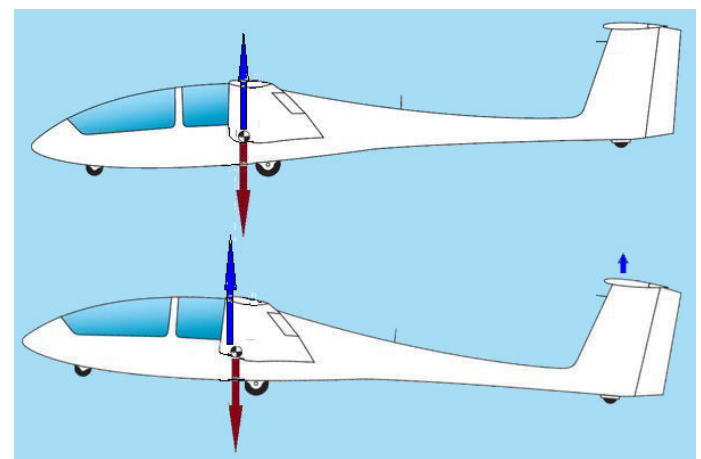


Aangezien een vliegtuig om drie assen moet kunnen bewegen, zijn er ook drie manieren nodig om voor stabiliteit om die drie assen te zorgen. Het gaat daarbij om:

- **Langsstabiliteit;** wanneer door een verstoring de neus van het toestel omlaag of omhoog gaat (dus een beweging van de langsas om de dwarsas), dan wordt de afwijking hersteld door het horizontale stabilo.
- **Richtingsstabiliteit;** wanneer door een verstoring het vliegtuig van richting verandert (een richtingsmoment om de topas), dan volgt er een correctie door het kielvlak en bij een positieve pijlstelling door de pijlvorm van de vleugel.
- **Rolstabiliteit,** wanneer door een verstoring de ene vleugel omhoog gaat en de andere naar beneden (dus een rolbeweging om de langsas), dan volgt er een correctie door de V-stelling van de vleugels.

LANGSSTABILITEIT

Voor de langsstabiliteit dient het stabilo. Tijdens het vliegen houdt het stabilo, met een bepaalde stand van het hoogteroer, de neus van het vliegtuig op dezelfde plek onder de horizon.



Langsstabiliteit door het horizontale stabilo.

Het stabilo is een kleine vleugel achter aan de staart van het vliegtuig. Door een kleine kracht omhoog of omlaag kan het stabilo ervoor zorgen dat het vliegtuig om het zwaartepunt heen gaat draaien.

In de bovenste afbeelding gaan we er even van uit dat lift en gewicht in hetzelfde punt aangrijpen waardoor het stabilo

even niks te doen heeft

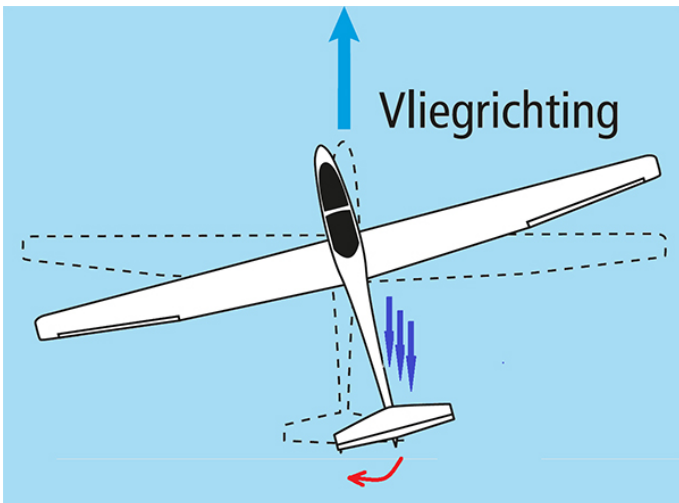
Wanneer de vleugels door het binnenvliegen van een thermiekbels of door turbulentie een grotere aanvalshoek krijgen, dan gaat door de vergrote draagkracht de neus omhoog. Daardoor krijgt het horizontale stabilo, dat door de staart met de romp verbonden is, ook een grotere aanvalshoek waardoor het stabilo met draagkracht de afwijking herstelt.

Bij een verkleining van de aanvalshoek, door bijvoorbeeld turbulentie of door het binnenvliegen van het dalgebied naast de thermiekbels, gebeurt het omgekeerde.

De positie van het zwaartepunt en dus de plaats t.o.v. het aangrijpingspunt wordt dieper besproken in hoofdstuk 7 prestaties. Wanneer het zwaartepunt ervoor ligt spreken we over een neuslastig toestel, er is een negatieve kracht van het stabilo nodig om dit te compenseren. Ligt het zwaartepunt er achter dan spreken we van staartlastig, de neus heeft te neiging om naar boven te komen, er is een positieve lift van het stabilo nodig. In het geval dit niet gecompenseerd wordt kunnen we richting overtrek gaan (gevaarlijk).

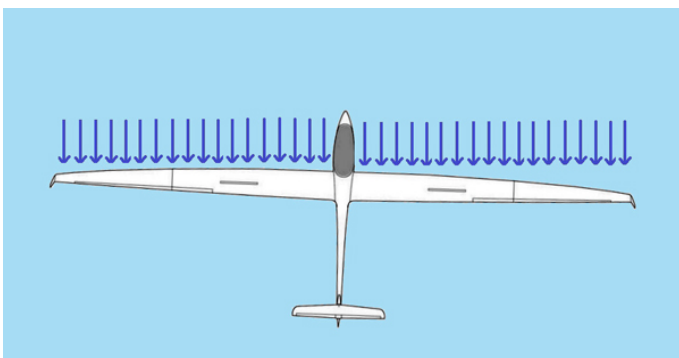
RICHTINGSSTABILITEIT

Wanneer door een verstoring het vliegtuig van vliegrichting verandert, dan volgt er een correctie door het kielvlak (verticale staartstuk) en bij een positieve pijlstelling door de pijlvorm van de vleugel.



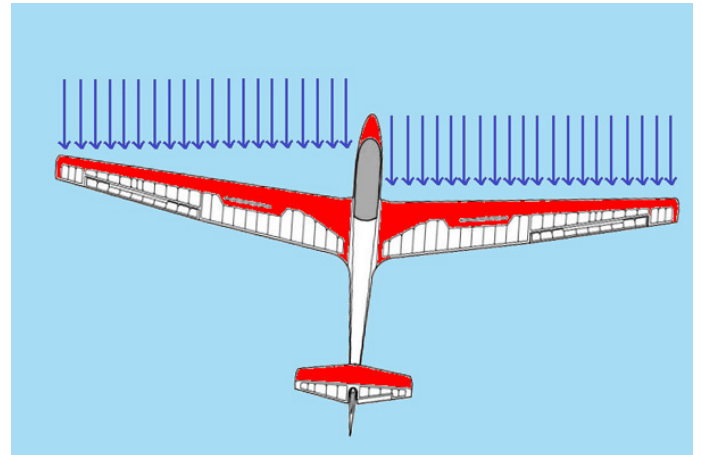
Richtingsstabiliteit door het weerhaaneffect van het verticale kielvlak

Correctie door kielvlak Na een richtingsverstoring wordt het kielvlak (verticale staartstuk) van opzij angeblazen. Zo ontstaat er een corrigerende kracht waardoor het vliegtuig teruggraait (moment om het zwaartepunt) naar z'n oorspronkelijk koers.



Correctie door positieve pijlvorm Op de afbeelding zie je

een zweefvliegtuig met positieve pijlvorm (de voorkant van de vleugel wijkt iets naar achteren). Bij een verstoring van de vliegrichting, beweegt één vleugel naar voren. Die vleugel komt recht in de aanstromende lucht terwijl de andere vleugel naar achteren schuift. De vleugel die naar achteren geschoven is ondervindt minder weerstand dan de vleugel die naar voren geschoven is. Dit geeft een kracht (moment) om de topas, waardoor het vliegtuig de afwijking herstelt.



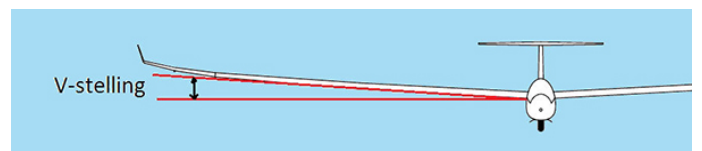
Vergroting afwijking door negatieve pijlvorm Tweezitters zoals bijvoorbeeld de ASK13 en de Duo Discus hebben een negatieve pijlvorm. Voor de richtingsstabiliteit is dit minder gunstig. Je ziet op de afbeelding dat na een verstoring naar rechts om de topas, de vleugels ongelijk in de aanstromende lucht staan. De rechter vleugel krijgt nu meer weerstand. De koerscorrectie moet nu dus volledig komen van het kielvlak. Er is dus een grotere kracht nodig van het kielvlak voor de correctie, dan bij een positieve pijlvorm.

ROLSTABILITEIT

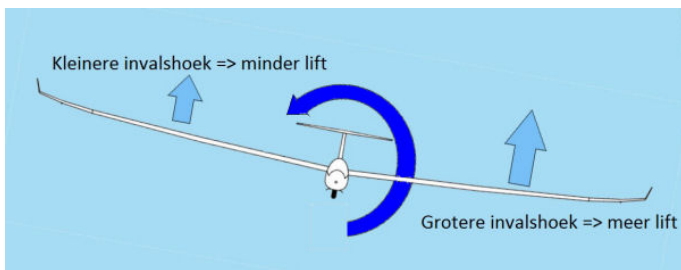
Wanneer door lift of turbulentie de ene vleugel omhoog gaat en de andere naar beneden (dus een rolbeweging om de langsas), dan volgt er een correctie door de V-stelling.



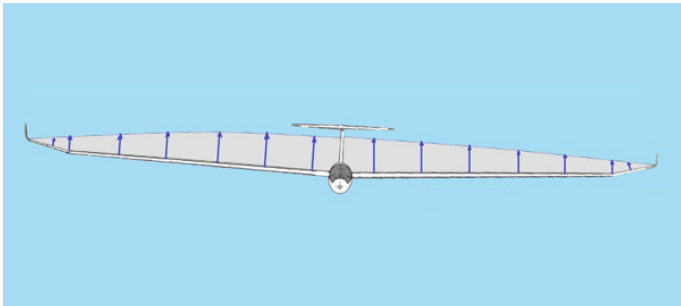
De vleugel van een zweefvliegtuig is zo gemaakt dat hij naar de tip toe iets schuin omhoog gaat. Dit noemen we de V-stelling van de vleugel.



Ondervindt door een verstoring de ene vleugel meer lift dan de andere, dan volgt er een moment om de langsas. De vleugel die meer lift ondervindt gaat omhoog, de andere naar beneden. Het vliegtuig gaat rollen en glijdt af (slipt) in de richting van de lage vleugel.



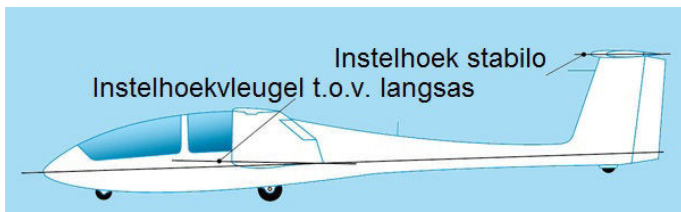
Herstel door grotere aanvalshoek lage vleugel De lage vleugel komt nu in een betere positie ten aanzien van de aanstromende lucht. Zijn aanvalshoek wordt groter, hij krijgt meer lift en bij de hoge vleugel gebeurt het omgekeerde, daardoor rolt het vliegtuig na een verstoring terug.



Herstel door lift meer loodrecht tegenover de zwaartekracht De lage vleugel begint ook meer lift te leveren omdat de lift loodrecht op de vleugels staat. De lift van de hoge vleugel wijst na een verstoring iets meer schuin omhoog en de lage vleugel komt meer recht tegenover de zwaartekracht. Daardoor levert de lage vleugel meer lift en de hoge minder en ook daardoor herstellen de vleugels de afwijking.

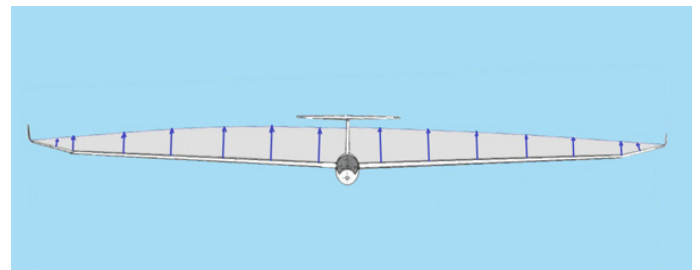
INSTELHOEK EN WRONG

De **instelhoek** is door de fabrikant bepaald. De aanvalshoek die de vleugel maakt met aanstromende lucht wordt naar de tip toe steeds kleiner. Dit noemen we **wrong** of tipverdraaiing.



De instelhoek van het stabilo is kleiner dan de instelhoek van de vleugel. Wanneer de vleugels als gevolg van een te grote aanvalshoek overtrekken, daardoor veel minder lift leveren, dan zakt de neus en daardoor neemt de snelheid toe en de aanvalshoek van de vleugel wordt weer kleiner (niet meer overtrokken). De draagkracht neemt weer toe en de neus wordt weer opgetild. Door de kleinere instelhoek van het stabilo is deze initieel nog niet overtrokken en blijven we een zekere mate van bestuurbaarheid behouden.

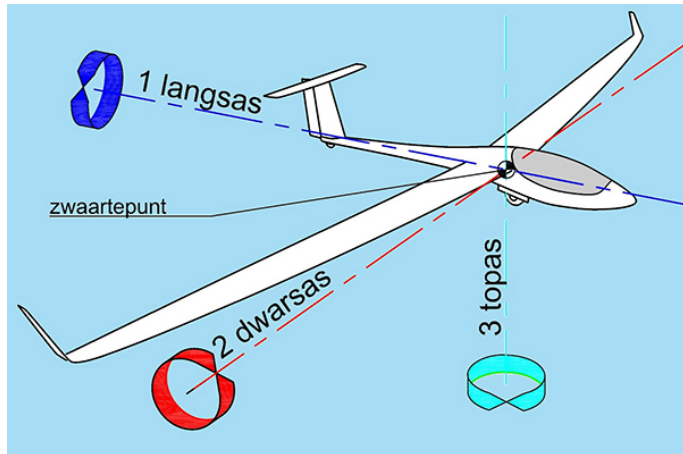
Wrong Wanneer de vleugel een te grote hoek met de aanstromende lucht maakt, dan laat de luchtstroom niet over de hele vleugel tegelijk los. De instelhoek is bij de romp het grootst en bij de tip het kleinst. Eerst zal de vleugel bij de romp overtrekken. Het laatst bij de tip waar zich de rolroeren bevinden. Dit bevordert de bestuurbaarheid van het vliegtuig.



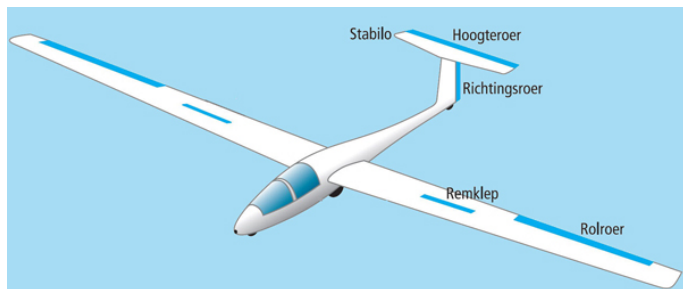
Door de afnemende invalshoek van de vleugel naar de tippen toe zal de lift meer de vorm van een ellips hebben. Dit is ook gunstig voor de geïnduceerde weerstand want die wordt minder als de opbouw van de draagkracht ellipsvormig is.

5.4 BESTURINGSSYSTEEM

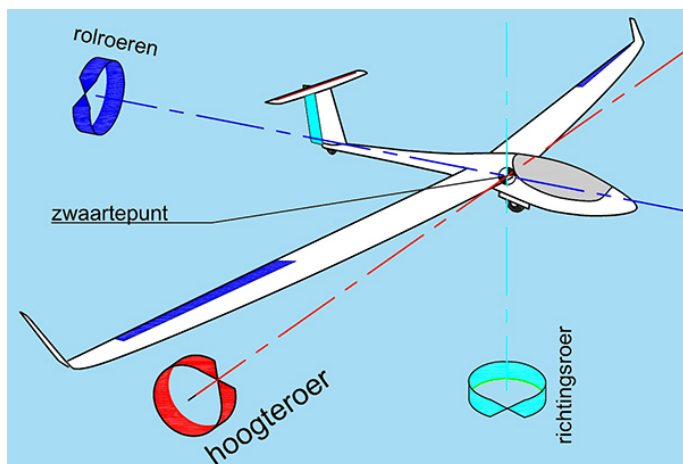
Met het stuur in een auto kun je alleen naar links of naar rechts sturen. Een vliegtuig moet bewegingen om drie assen kunnen uitvoeren, daarom heeft een vliegtuig een besturingssysteem nodig dat gecontroleerde bewegingen om de topas, de dwarsas en de langsas mogelijk maakt.



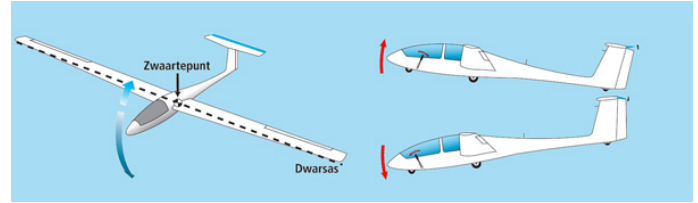
De topas is een denkbeeldige lijn loodrecht naar beneden. De langsas is een denkbeeldige lijn van de staart naar de neus van het toestel en de dwarsas loop van de ene vleugeltip naar de andere. De drie assen gaan alle drie door het zwaartepunt



Een zweefvliegtuig heeft 3 stuurvlakken (roeren). Het stabilo met daaraan het hoogteroer, de vleugels met de rolroeren en het kielvlak met daaraan het richtingsroer. Hiermee kan het zweefvliegtuig om zijn drie assen worden bestuurd. We gaan deze drie bewegingen één voor één bespreken.



- 1 Een uitslag van het hoogteroer veroorzaakt een draaiing om de dwarsas, dit noemen we stampen.
- 2 Een uitslag van de rolroeren veroorzaakt een draaiing om de langsas, dit noemen we rollen.
- 3 Een uitslag van het richtingsroer veroorzaakt een draaiing om de topas, dit noemen we gieren.



HET HOOGTEROER, STAMPEN

Als je de stuurknuppel naar voren doet, gaat de neus van het vliegtuig naar beneden. De snelheid loopt op. Als je de stuurknuppel naar je toe verplaatst, gaat de neus omhoog en de snelheid loopt terug.

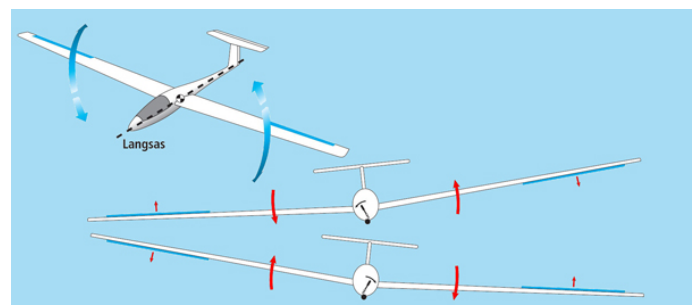
De staart omhoog en de neus omlaag is een beweging om de dwarsas. Het stabilo met het hoogteroer dient om de piloot in staat te stellen om met een bepaalde neusstand te vliegen. Het hoogteroer zit zo ver mogelijk verwijderd van de dwarsas om het moment (kracht maal arm), dus het effect van de hoogteroer, zo groot mogelijk te maken. Daardoor kun je met kleine stuurknuppelkrachten het vliegtuig in de gewenste positie brengen.

Op de meeste afbeeldingen zie je steeds een zweefvliegtuig met een T-staart. Bij een T-staart zit het stabilo bovenop het richtingsroer. Dit type komt tegenwoordig het meest voor. Op de meeste oudere typen zweefvliegtuigen zit het stabilo met het hoogteroer onderaan het kielvlak van de staart. Daarnaast kennen we ook de **V-staart** en het **pendelroer**.



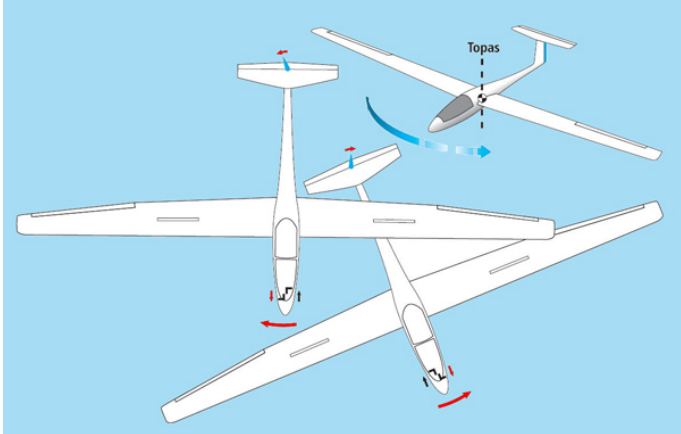
Bij de V-staart zijn richtingsroer en hoogteroer gecombineerd. Er zijn namelijk twee staartvlakken die samen een V-vorm maken. Aan de achterkant bevinden zich de beweegbare stuurvlakken

Bij een pendelroer zijn het stabilo en het hoogteroer één geheel. Het hele hoogteroer beweegt en dit veroorzaakt een moment om de dwarsas.



DE ROLROEREN, ROLLEN

Met de stuurknuppel beweeg je de rolroeren. Wanneer je de stuurknuppel naar rechts doet, slaat het linker rolroer naar beneden en het rechter naar boven uit. De draagkracht van de linker vleugel wordt vergroot en die van de rechter wordt kleiner. Daardoor gaat de linkervleugel omhoog en de rechtere vleugel omlaag. Het zweefvliegtuig gaat rollen om zijn langsas. Dit is een denkbeeldige lijn door de romp van het vliegtuig, dus van de neus door het zwaartepunt naar de staart.



HET RICHTINGSROER, GIEREN

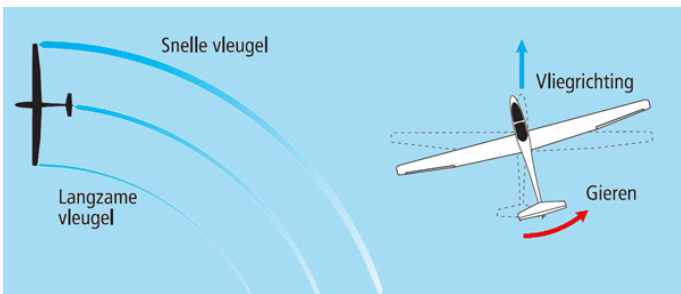
Met het voetenstuur bedien je het richtingsroer. Wanneer je rechts intrapt, slaat het richtingsroer uit naar rechts. Het kielvlak wordt naar links gedruwd en daardoor gaat de neus naar rechts. Dat is een beweging om de topas. Het richtingsroer bevindt zich aan het eind van de romp, ver verwijderd van de topas. Door een uitslag krijg je een moment om de topas. Door de lange staart (kracht maal arm) is een klein richtingsroer in staat om een goede besturing om de topas te krijgen.

NEVENEFFECTEN:

- 1 Geef je een uitslag met het richtingsroer, dan gier je. Het neveneffect van de beweging gieren is rollen.
- 2 Geef je een uitslag met de stuurknuppel naar links of naar rechts, dan rol je (neem je dwarshelling aan). Het neveneffect van rollen is gieren.

1. DE BEWEGING GIEREN HEEFT ROLLEN ALS NEVENEFFECT

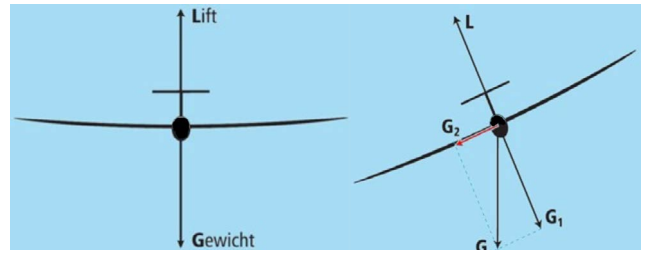
Wanneer we voeten naar links geven, giert het zweefvliegtuig naar links. Je ziet de neus naar links gaan. Maar wat gebeurt er daardoor nog meer?



De buitenvleugel legt een langere weg af dan de binnenvleugel. Hij gaat dus sneller en een vleugel die meer snelheid heeft, levert meer lift. De binnenvleugel levert door lagere snelheid minder lift. Het gevolg is dat de buitenvleugel door meer lift omhoog gaat, het zweefvliegtuig gaat rollen. Gieren heeft als neveneffect rollen tot gevolg. Dit is gunstig, want als we gieren doen we dat om een bocht te maken en bij een bocht hebben we helling (rollen) naar dezelfde kant nodig.

2. HET NEVENEFFECT VAN DWARSHELLING IS GIEREN

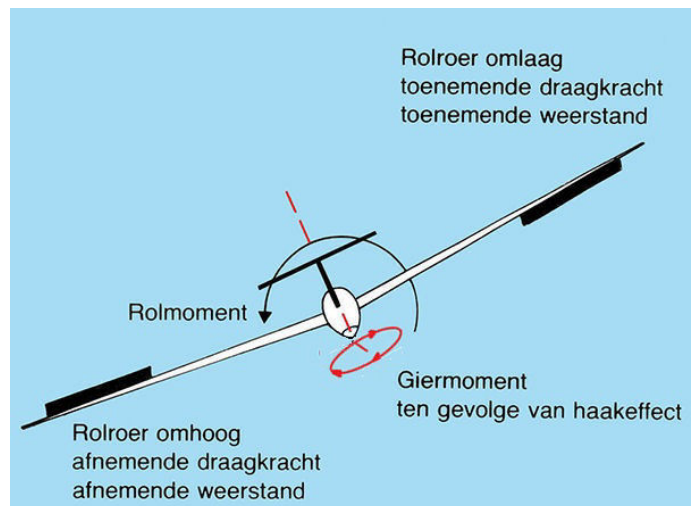
Wanneer we de vleugels horizontaal houden dan gaat het vliegtuig rechttuit. Wat gebeurt er als we de stuurknuppel naar links bewegen?



Het vliegtuig rolt (neemt dwarshelling aan). De rechter vleugel gaat omhoog en de linker omlaag. De lift staat altijd loodrecht op de vleugels. Je kunt het gewicht G nu ontbinden in een component loodrecht op de vleugel en een component evenwijdig aan de vleugel. Onder invloed van deze laatste component zet het vliegtuig een beweging in in de richting van de lage vleugel (afglijden). Bij dwarshelling glijdt het vliegtuig zijwaarts weg. Door dit afglijden naar de lage vleugel ontstaat er een dwarsstroming ten opzichte van het vliegtuig. Het verticale staartvlak wordt van opzij aangeblazen (krijgt een aanvalshoek), waardoor er een kracht naar rechts ontstaat en daardoor giert het toestel naar links. Er vindt een draaiing plaats om de topas. Dit noemen we gieren. Hellen heeft gieren als neveneffect. Dit is vervelend bij rechttuit vliegen, want zodra een vleugel even zakt, begint het zweefvliegtuig te gieren en vliegt het de verkeerde kant uit. Bij het inzetten van een bocht is het neveneffect gieren juist gunstig.

HAAKEFFECT

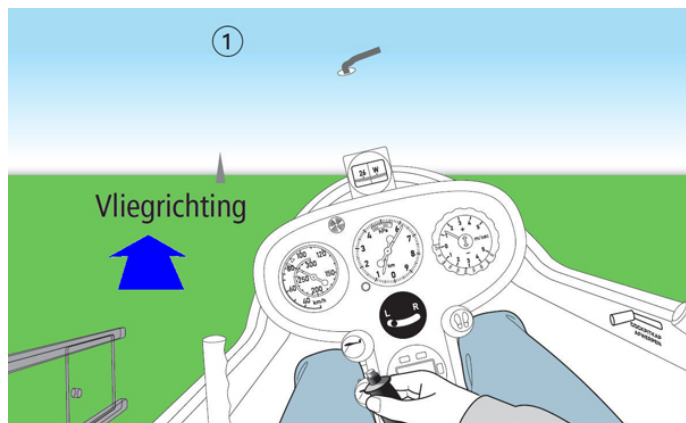
Door een uitslag van de stuurknuppel naar links gaat het rechter rolroer omlaag en het linker rolroer omhoog. De rechter vleugel met het naar beneden uitgeslagen rolroer krijgt meer lift, de linker vleugel met het naar boven uitgeslagen rolroer krijgt minder lift. Het vliegtuig draait als gevolg van dit liftverschil om zijn langsas, waarbij in dit voorbeeld de rechter vleugel omhoog gaat.



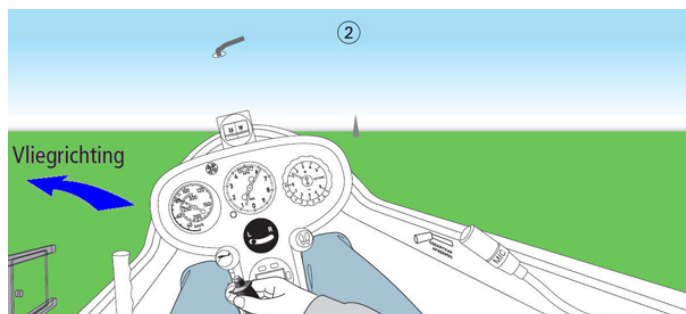
De rechter vleugel met het naar beneden uitgeslagen rolroer krijgt niet alleen meer lift maar ook een grotere weerstand. Bij de linkervleugel krijg je minder lift en dus ook minder weerstand. Het vliegtuig draait dus niet alleen om zijn langsas, maar als gevolg van het verschil in weerstand ook om zijn topas, en wel naar rechts, met de neus in de richting van de hoge vleugel. Dit effect wordt het haakeffect genoemd, want de hoge vleugel blijft als het ware haken. Om het haakeffect te

verkleinen worden **differentiaalrolroeren** toegepast. Dit houdt in dat de uitslag van het omlaag uitgeslagen rolroer kleiner is dan die van het omhoog uitgeslagen rolroer. Het verschil in weerstand wordt hierdoor kleiner.

Om dit haakeffect in de lucht te demonstreren nemen we een punt in de verte en geven we stuurknuppel naar links.



Je ziet dan dat de neus van het zweefvliegtuig eerst naar rechts (1) draait (haakt) en daarna langzaam naar links (2) terug draait.



Bij handhaving van de helling zal als gevolg van het neveneffect van helling en het **Windhaaneffect** van het verticale staartvlak (tijdens het onzuiver vliegen alsgevolg van het haakeffect) het zweefvliegtuig uiteindelijk naar links gaan gieren. Voor een uitslag van de stuurknuppel naar rechts geldt het omgekeerde.

Dit haken is **ongunstig** voor het inzetten van een bocht. Om het tegen te gaan, geef je bij het rollen tegelijk voetenstuur (richtingsroer) naar links. Met het richtingsroer corrigeer je dit ongewenste haakeffect. Het richtingsroer zou je ook wel correctieroer kunnen noemen, want om een zweefvliegtuig van richting te laten veranderen gebruik je de stuurknuppel om helling in de richting van de bocht te geven en gebruik je het richtingsroer om er een mooie zuivere bocht van te maken. Je kunt alleen zuivere bochten vliegen als je tegelijk stuurknuppel en voetenstuur gebruikt.

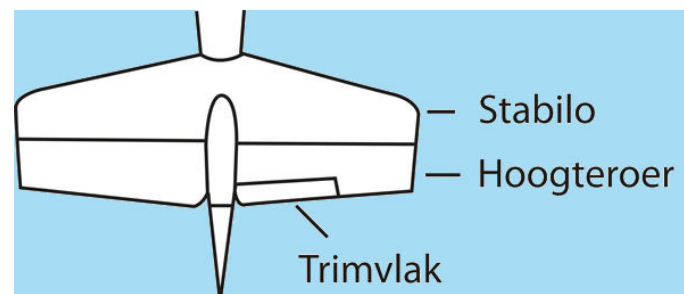
DE TRIM

Met trimmen bedoelen we dat we de trimhendel zó zetten, dat, wanneer we het vliegtuig met een bepaalde snelheid laten vliegen, dan de tegendruk van de stuurknuppel opgeheven wordt. M.a.w. als we de stuurknuppel los laten, blijft het vliegtuig ongeveer met die ingestelde snelheid vliegen. Dit bevordert het ontspannen vliegen, zonder voortdurend kracht uit te oefenen.

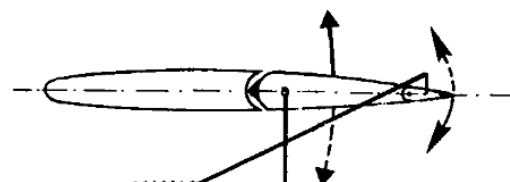
Elke piloot heeft z'n eigen gewicht. Het maakt verschil of iemand van 100 kg voor in een vliegtuig zit of iemand van 70 kg. De eerste moet de stuurknuppel meer naar zich toe trekken om de neus op de horizon te houden. Constant

trekken aan de stuurknuppel is vermoeiend. De trim maakt dat constant trekken overbodig.

Bij het vliegen met snelheden van bijvoorbeeld 170 km/h is de stuurkracht hoger en het duwen tegen de stuurknuppel wordt op de lange duur vermoeiend. Het is dan prettiger om de trim zover te verschuiven zodat je niet meer constant tegen de stuurknuppel hoeft te duwen. Een goed uitgetrimd vliegtuig zorgt dat we een constante snelheid behouden zo heb je bvb in circuit meer ruimte om je aandacht aan andere belangrijke zaken te spenderen dan enkel de snelheid op te volgen.



Bij zweefvliegtuigen kom je twee verschillende trimmethoden tegen. Bij een deel van de zweefvliegtuigen verstel je met de trimhendel een **trimvlakje** aan het hoogteroer. Dit is een aerodynamische trim, in feite is het een klein roer op het hoogteroer. Hierdoor wordt een verticale kracht omhoog of omlaag op het hoogteroer uitgeoefend. In onderstaande afbeelding zien we een stabilo met hoogteroer en trim in zijaanzicht. Wanneer bvb de trim zo afgesteld wordt dat deze omhoog uitslaat (trim naar voor/neuslastig zetten), dan zal dit zorgen dat de combinatie trim en hoogteroer naar beneden uitslaan (door de aerodynamische krachten). Dit zorgt er dan weer voor dat het geheel (stabilo + hoogteroer + trim) een aerodynamische kracht omhoog ondervinden dus dat de neus van het vliegtuig omlaag gericht wordt. Het omgekeerde geldt uiteraard ook voor de trim naar achter/staartlastig.



Bij andere zweefvliegtuigen is de trimhendel verbonden met een **veer** die een kracht op de stuurknuppel uitoefent. Verstel je de trim dan verandert de spanning van de veer op de stuurknuppel naar voor of naar achteren. Meer uitleg vind je ook in het hoofdstuk 8.5.2.

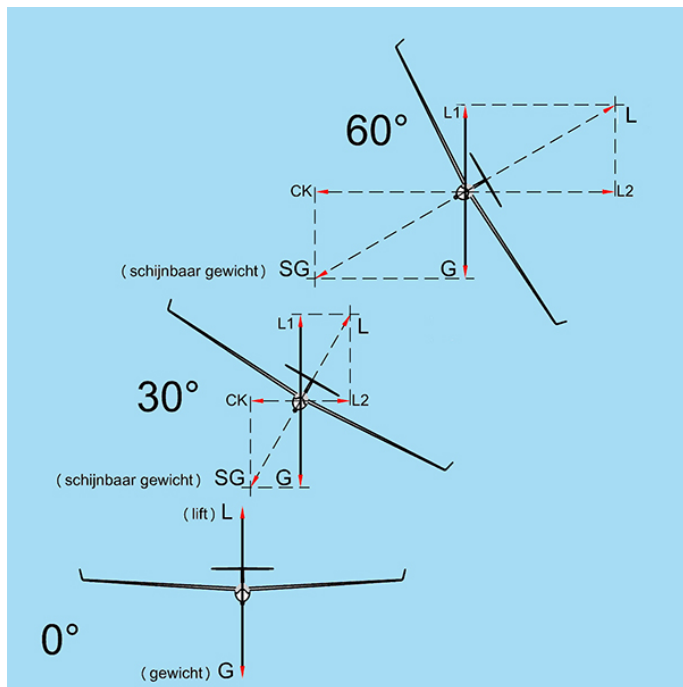
5.5 BEPERKINGEN

Een zweefvliegtuig is sterk genoeg voor vliegen onder normale omstandigheden maar zijn sterkte is niet onbeperkt. Bochten vliegen van 60 graden met 2g kan prima, maar constante bochten van meer dan 80 graden kan niet. Vliegen met een snelheid van meer dan 200 km/h kan best maar dan mag je niet meer volledige uitslagen met de stuurknuppel geven. Het gaat in dit hoofdstuk over een veilig gebruik van het vliegtuig binnen zijn gebruikslimieten.

BOCHTEN EN G-KRACHTEN

- In bochten moet de vleugel meer draagkracht (lift) leveren. Hierdoor lijkt het alsof het gewicht van het vliegtuig toeneemt.
- Er moet bij het maken van bochten sneller gevlogen worden en de snelheid waarbij het vliegtuig overtrekt neemt toe.

Hieronder zie je een zweefvliegtuig zonder dwarshelling, één met 30° dwarshelling en één met 60° dwarshelling.



Bij de onderste afbeelding staat de lift recht tegenover het gewicht. De lift is ongeveer gelijk aan het gewicht: $L \approx G$. Bij de middelste en de bovenste afbeelding is de lift ontbonden in een horizontale en verticale component. De verticale component L_1 is weer ongeveer gelijk aan het gewicht. De horizontale component L_2 geeft het vliegtuig een centripetale (middelpuntzoekende) versnelling. Anders gezegd, deze kracht zorgt ervoor dat het vliegtuig niet meer rechtuit vliegt, maar een bocht gaat maken.

De massa traagheid van vliegtuig en inzittende(n) verzet zich tegen die kracht. Deze reactie veroorzaakt een middelpuntvliedende kracht, centrifugaal kracht (**CK**) genoemd. De samenstelling van de centrifugaal- en de zwaartekracht levert de schijnkracht **SG**, het schijnbaar gewicht. Je ervaart dit alsof je zwaarder bent geworden en extra in je stoel wordt gedrukt.

Voor de middelste afbeelding geldt $L = 1,15 G$ en voor de bovenste $L = 2 G$. We hebben daar twee keer zoveel lift nodig. De lift is afhankelijk van de snelheid en de aanvalshoek. De lift neemt toe met het kwadraat van de snelheid.

Bocht in graden	L	toename overtreksnelheid
0°	1	0%
30 °	1,15	7%
60 °	2	41%

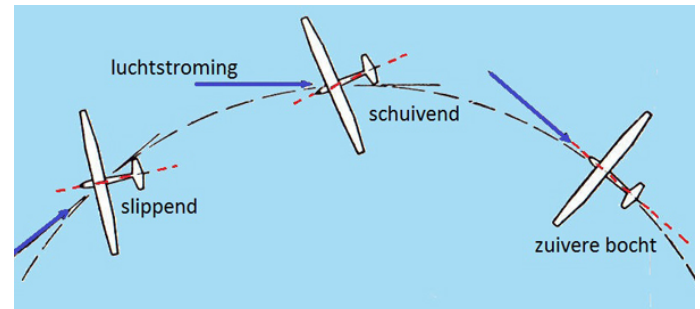
Wil je bochten van 60° dwarshelling met dezelfde aanvalshoek maken, dan moet je de snelheid met 41% verhogen. Vlieg je normaal 80 km/h dan moet je voor zo'n bocht dus 112 km/h vliegen. Je kunt de lift ook verhogen door de aanvalshoek te vergroten. In de regel vliegen we steile bochten zowel met een grotere snelheid als ook met een grotere aanvalshoek.

ZUIVERE EN ONZUIVERE BOCHTEN

Pieffe of koordje Buiten op de cockpitkap van de meeste zweefvliegtuigen is een koordje geplakt welke de relatieve luchtstroming weergeeft. Is deze recht tegenover de langsas dan vliegen we met het minste weerstand. Slaat deze links of rechts uit dan hebben we meer weerstand.

Kogel of balletje Om een zuivere bocht aan te geven vind je ook vaak een kogel tussen de instrumenten, voor de werking zie 8.6.2. Belangrijk om weten is dat de kant van uitslag van de kogel steeds tegengesteld is aan het koordje.

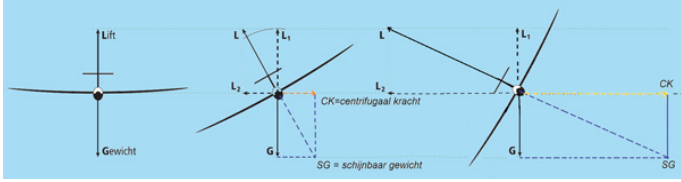
Bij een zuiver gevlogen bocht gaat het om de juiste hoeveelheid voetenstuur bij een gekozen dwarshelling. De neus van het vliegtuig volgt de cirkel die je aan het vliegen bent. Het pieffe staat in het midden van de kap, het balletje staat centraal. Je houdt de neus van het vliegtuig precies in de aanstromende luchtstroom. Die situatie is op de afbeelding hieronder rechts weergegeven.



Schuivend een bocht maken Maak je een bocht met teveel voet, dan wijst de neus van het vliegtuig naar de binnenkant van de cirkel. Het pieffe wijst naar de binnenkant van de bocht, het balletje naar de buitenkant. De aanstroming van de binnenvleugel die, door het maken van de bocht, minder snelheid heeft dan de buitenvleugel wordt door de neus enigszins verstoord. Mocht je te langzaam vliegen (te grote aanvalshoek) dan zal de binnenvleugel overtrekken en is een tolvlucht mogelijk het resultaat, want de binnenvleugel bevindt zich 'in de schaduw' van de romp en wordt daardoor minder aangestroomd.

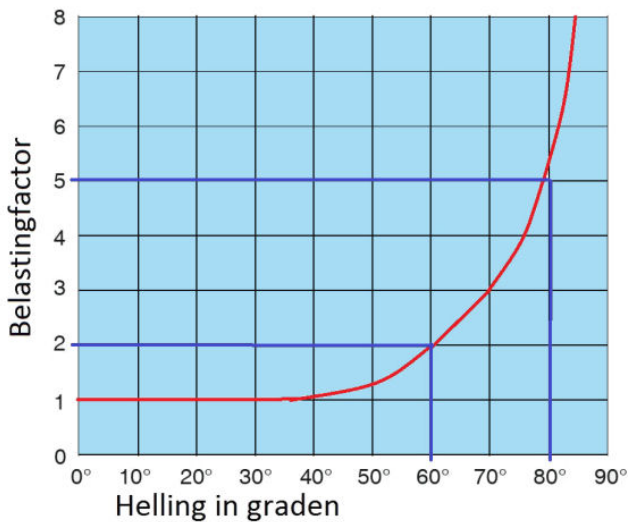
Slippende bocht Links op de afbeelding hierboven zie je iemand die een slippende bocht maakt. Hij heeft voor deze dwarshelling te weinig voeten. De aanstromende lucht blaast tegen binnenkant van de romp. Het pieffe wijst naar buiten, het balletje naar binnen. De kans op een tolvlucht is nu kleiner omdat de langzamer vliegende binnenvleugel niet wordt afgeschermd door de romp van het vliegtuig. Onzuivere bochten veroorzaken meer weerstand. Je herstelt zo'n situatie door voeten 'tegen' te geven of de dwarshelling aan te passen. Met 'tegen' wordt bedoeld, tegen de richting die het pieffe aangeeft. Kijk je naar het balletje dan dien je de kant van het balletje meer voet te geven, 'de bal intrappen'.

Bochtstraal, giersnelheid Bij constante snelheid zal de bochtstraal 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 bochtstraal groter zijn bij een hogere snelheid dan bij een lagere snelheid. Om een bocht te maken met een welbepaalde bochtstraal (in functie van de thermiekbek), zal men een bepaalde inclinatie moeten nemen met een daarmee gekoppelde welbepaalde snelheid.



BELASTINGSFACTOR

Op de afbeelding hierboven zie je dat je bij 60° dwarshelling een g-kracht van twee maal het gewicht optreedt. Bij meer dan 60° lopen de g-krachten snel op.



Bij zo'n 80° dwarshelling vlieg je met 5g. Deze krachten voel je ook duidelijk. Het voetenstuur bedienen lukt nog wel maar een voet of een hand optillen gaat zwaar. Een onbeheerste ruk aan de stuurknuppel zorgt dan voor overbelasting van het vliegtuig. Daarom moet je altijd beheerst het zweefvliegtuig horizontaal leggen en rustig uit een duikvlucht optrekken.

Wanneer je uit een duikvlucht optrekt voel je dat de G-krachten snel toenemen. Zodra je horizontaal hebt gelegd is de belasting al veel minder. Je moet dan nog wel rustig de hoge snelheid terug brengen, want als je te snel optrekt ga je als nog overbelasten. De heftigheid waarmee je uit een duikvlucht optrekt, kan ook gemeten worden in het aantal g's dat je trekt.

De belasting van het vliegtuig wordt aangegeven met de **belastingfactor n**. De belastingfactor is lift (aerodynamische resultante) gedeeld door de zwaartekracht (gewicht). Je berekent de belastingfactor **n** als volgt:

$$n = \left(\frac{V}{V_{\text{stall}}} \right)^2$$

- n = de belasting in g;
- V = vliegsnelheid
- V_{stall} = overtreksnelheid

Als de overtreksnelheid 65 km/h is en het zweefvliegtuig wordt

overtrokken bij 195 km/h, dan is de belasting:

$$(195:65)^2 = 9 \text{ g}$$

Bij de overtreksnelheid is de lift bijna gelijk aan het gewicht. De belastingfactor **n** is dan 1. Vlieg je met een snelheid van 195 km/h in een zweefvliegtuig (met een maximale manoeuvreersnelheid die lager dan 195 km/h is), en je trekt dan de stuurknuppel snel en volledig naar achteren, dan overbelast je het vliegtuig. Je veroorzaakt dan mogelijk een high speed stall (een overtrokken vliegsituatie waarbij het vliegtuig bij een hoge snelheid door een te grote aanvalshoekvergroting overtrekt).

Bij een 60 graden-bocht spreken we wel van een 2g-bocht. Je kunt ook zeggen: de belastingfactor **n** is 2, want er is twee keer zo veel lift nodig en dit oefent een twee keer zo'n grote belasting uit op het vliegtuig.

MANOEUVREERBELASTING EN REMOUSBELASTING

Als de extra belastingen op het zweefvliegtuig het gevolg zijn van de stuurbewegingen van de piloot, dan heet dat **manoeuvrerbelasting**.

Wanneer je met een zweefvliegtuig in onrustige lucht vliegt en het zweefvliegtuig krijgt, door een plotselinge aanvalshoekvergroting door onrustige lucht (remousstoten) een veel grotere liftkracht dan nodig is om het vliegtuiggewicht te dragen, dan noemen we dat **remousbelasting**. Ook deze remousbelasting wordt weergegeven met de belastingfactor **n**. Hoge manoeuvreerbelastingen in combinatie met remousbelasting in onrustige lucht kunnen tot te grote belastingen op het vliegtuig leiden.

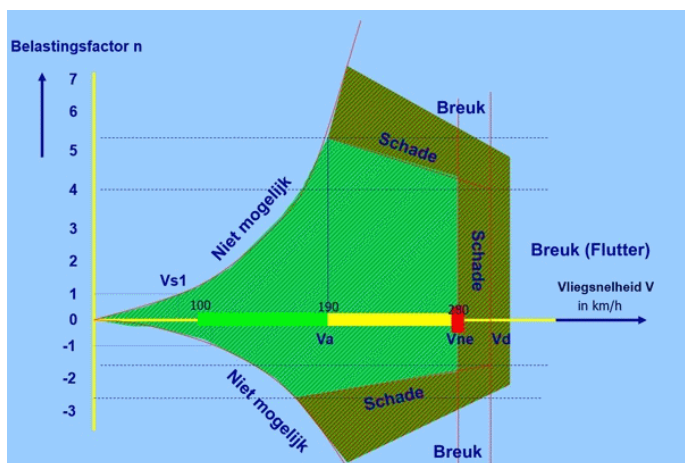
Een zweefvliegtuig is zo gemaakt dat het licht in gewicht is en tegelijk voldoende sterk om er veilig mee te kunnen vliegen. Het moet voldoende sterk zijn voor het doel waarvoor het gebruikt wordt. Een aerobatic vliegtuig moet sterker zijn dan een LS4 waar geen kunstvluchten mee mogen worden gemaakt.

Om veilig met een zweefvliegtuig te vliegen moet je binnen de goedgekeurde grenzen van het zweefvliegtuig blijven. Bij het aanvragen van een type certificaat geeft de fabrikant aan of het zweefvliegtuig tot de categorie **Utility** behoort of tot de categorie **Aerobatic**. In **EASA CS-22** staan de eisen waaraan een zweefvliegtuig moet voldoen. Hieronder zie je aan welke belastingfactoren een zweefvliegtuig blootgesteld moet kunnen worden zonder dat er schade optreedt. VA heet de manoeuvreersnelheid. Boven deze snelheid mag geen plotselinge volle roeruitslag worden gegeven, omdat de belastingen op het vliegtuig dan te hoog kunnen zijn.

	Utility	Aerobatic
VA	+5,3	+7
Vne	+4,0	+7
Vne-negatief	-1,5	-5,0
VA-negatief	-2,65	-5,0

BELASTINGSDIAGRAM

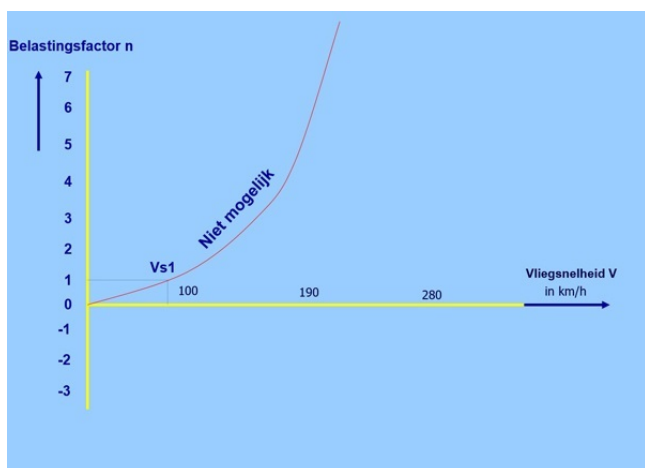
In een belastingsdiagram wordt de belastingfactor (**n**) uitgezet tegen de vliegsnelheid (**V**). Het wordt ook wel het **V-n-diagram** genoemd. Hieronder zie je een belastingsdiagram gemaakt voor een LS4. In de afbeelding zie je een groen gebied. Wanneer je in het lichtgroene gebied blijft en je houdt je aan de beperkingen die het handboek voorschrijft, dan veroorzaakt je geen schade, breuk of flutter.



Uit het handboek van de LS4 komen de volgende gegevens:

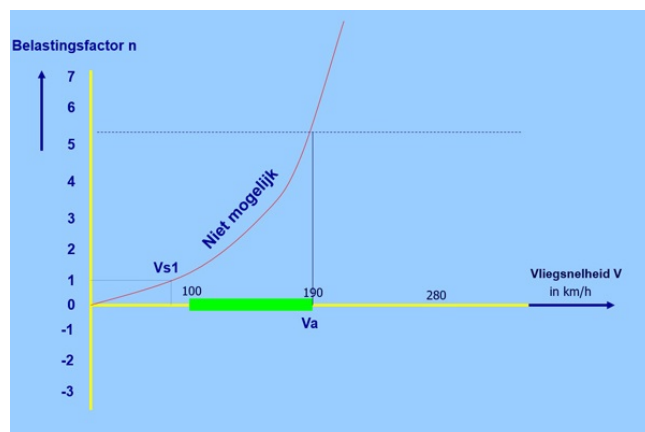
- Vne 280 km/h
- VA 190 km/h
- groene gebied op de snelheidsmeter 100 - 190 km/h
- gele gebied op de snelheidsmeter 190 - 280 km/h (roeruitslagen maximaal 1/3)
- bij 190 km/h 5,3 g positief en negatief 2,65 g
- bij 280 km/h 4 g positief en 1,5 g negatief
- geen aerobatics

Met deze gegevens kun je het manoeuvreerdiagram maken. Hieronder wordt dat in vier stappen uitgelegd.



Je ziet hier een grafiek met op de horizontale as de snelheid in km/h. Op de verticale as zie je de belastingfactor n . Naar boven staan de positieve krachten, dus krachten die ontstaan door bijvoorbeeld steile bochten of optrekken uit een duikvlucht. Van 0 omlaag zie je de negatieve krachten. Dus krachten die ontstaan als je tijdens het vliegen de stuurnuppel fors naar voren duwt. Bij die krachten kom je los van je stoel en hang je in de riemen.

De rode lijn geeft de grens waarbij het vliegtuig overtrokken raakt. Bij gewoon rechtop vliegen vlieg je met 1 g. Oftewel met een belastingfactor van $n = 1$. Vlieg je horizontaal zo langzaam dat je overtrekt, dan vlieg je met $Vs1$ (Vs = stall-snelheid). Tot aan de Va kan een zweefvliegtuig niet worden overbelast omdat deze dan eerder overtrekt. Daarom staat er in de belastingdiagram: Niet mogelijk.



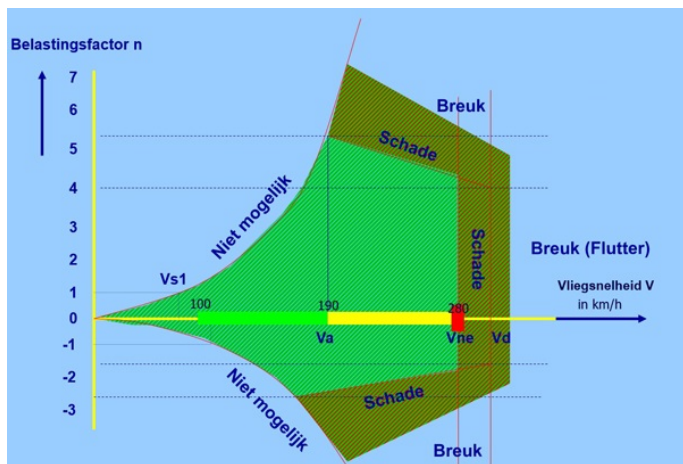
De LS4 hoort thuis in de categorie Utility. De belastingfactor is maximaal 5,3 ($n = 5,3$). Z'n overtreksnelheid bij vliegen zonder waterballast is 65-70 km/h en met waterballast 80-86 km/h (bij $n = 1$).

Bij 190 km/h trekken we een lijn naar 5,3. Op de horizontale lijn tekenen we van 100 km/h tot 190 km/h een groene lijn. Deze gegevens komen weer uit het handboek van de LS4. De groene lijn die op de snelheidsmeter staat geeft aan dat onder de 190 km/h nog volledige roeruitslagen gegeven mogen worden (zie ook: 8.2.3 Belastingen op een zweefvliegtuig)



Bij 280 km/h is de **Vne** getekend. De maximum snelheid. Op de horizontale lijn zetten we net zoals dat op de snelheidsmeter staat een rode streep. Bij 280 km/h mag dit zweefvliegtuig maximaal tot $n = 4$ belast worden. Naast Vne staat **Vd**. Vd is de ontwerpduiksnelheid. Het zweefvliegtuig is, om een bewijs van luchtwaardigheid te krijgen, getest op 0,95 keer deze snelheid. Vne (de maximum toegelaten snelheid) ligt daar voor. Vne is 0,9 keer Vd . Overschrijden van de Vne is niet toegestaan, het kan leiden tot schade of breuk. Vne is ook veranderlijk in functie van de hoogte zoals beschreven in het vliegtuighandboek.

We kunnen nu ook het gele stuk tekenen. Dit is het gele stuk dat ook op de snelheidsmeter staat. Aan het begin van de gele stuk staat **VA** en dat geeft aan dat je bij snelheden boven VA geen volledige roeruitslagen meer mag geven. Bij Vne moeten de uitslagen kleiner zijn dan 1/3 van een volledige uitslag om overbelasting te voorkomen. Bij het maken van een zoemer of bij een wedstrijdfinish met hoge snelheid aan komen vliegen en na de finish steil optrekken (met daarbij ook nog de kans om door turbulentie of thermiek een remousstoot te krijgen) kan leiden tot te grote belastingen op het zweefvliegtuig.



Op deze afbeelding zie je dat op dezelfde manier ook de belastingsfactor voor negatieve krachten getekend is. Onthoud dat de maximale negatieve belasting altijd lager is dan de maximale positieve belasting. Bij rustig weer mag je binnen het groene gebied dat op de snelheidsmeter getekend staat vliegen. Bij onrustige lucht mag je tot aan 190 km/h vliegen. V_a is daar dan VRA (velocity rough air) maximum snelheid bij onrustige lucht. Bij turbulentie of thermiekstoten kan het vliegtuig met een snelheid die lager is dan V_{ne} toch schade oplopen. Vandaar dat bij onrustige lucht de maximum snelheid een stuk lager ligt dan V_{ne} . Vlieg je buiten het groene gebied dan is er een kans op schade aan het vliegtuig en belast je het vliegtuig nog meer dan kan er breuk of flutter ontstaan.

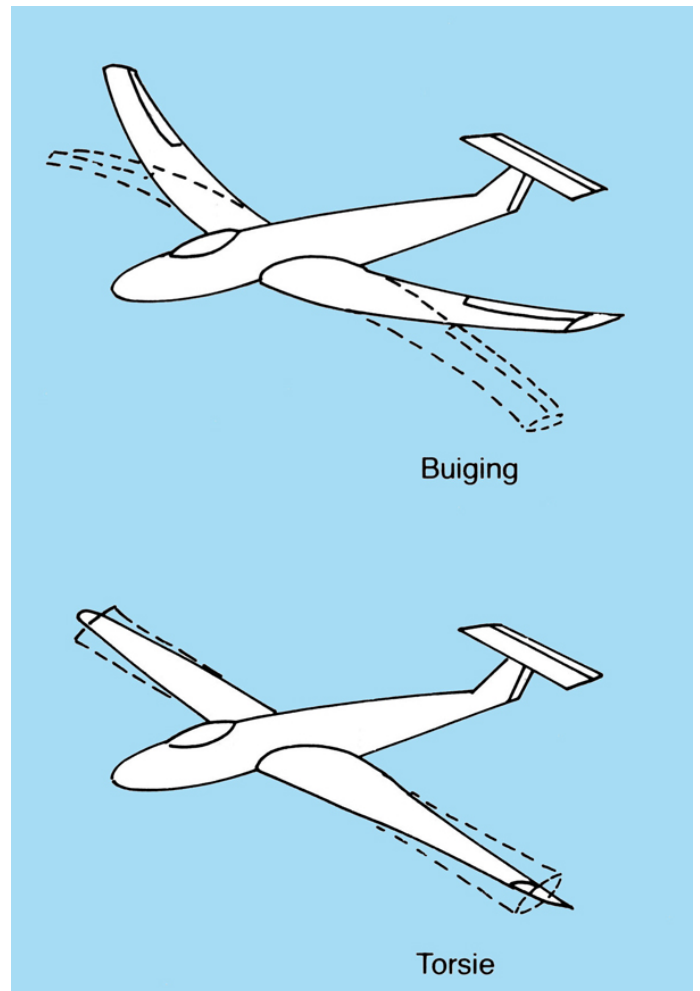
Veiligheidsfactor Het is niet zo dat een vliegtuig buiten het groene gebied direct breekt. De fabrikant moet d.m.v. breuktesten bewijzen dat het vliegtuig nog minstens een factor 1,5 sterker is. Dit is de veiligheidsfactor.

FLUTTER

Flutter is een onstabiele trilling die in korte tijd tot breuk kan leiden. Een zweefvliegtuig kan alleen een bewijs van luchtwaardigheid krijgen als de fabrikant d.m.v. testen heeft aangetoond dat de vleugel de vereiste sterkte heeft en dat een vleugel stijf genoeg is om d.m.v. damping een trilling in de vleugel weer ongedaan te maken.

Bij de kritische fluttersnelheid blijft de trillingsbeweging gehandhaafd, de damping is hier gelijk aan nul. Bij snelheden net boven de kritische fluttersnelheid kan door een kleine verstoring zoals bijvoorbeeld turbulentie, een trillingsbeweging beginnen met steeds toenemende grootte en sterkte van de trilling. Dit wordt flutter genoemd.

Flutter mag pas optreden als de maximum snelheid met 20% wordt overschreden. De sterkte en de damping gelden alleen binnen de aangegeven snelheidsgrenzen. Zorg er dus voor dat je nooit meer dan de toegestane G-krachten overschrijdt waarvoor het toestel is toegelaten en nooit sneller vliegt dan de maximum snelheid. De maximum snelheid noemen we **Vne** (V-never exceed).



Tijdens het vliegen kan de vleugel door een roeruitslag of remousstoot in trilling worden gebracht. Dit kan een buigingstrilling of een torsietrilling (draaiingstrilling om dwarsas) zijn.

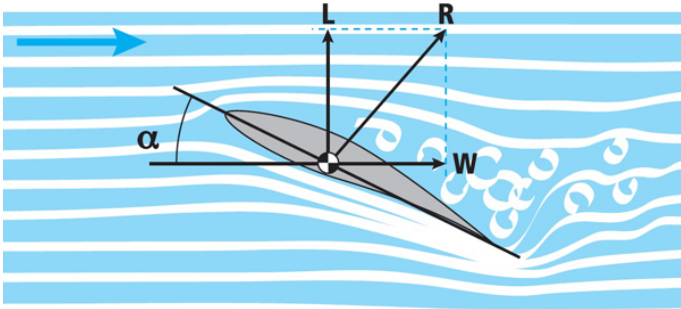
De buigingstrillingen en de torsietrillingen zullen bij de toegestane snelheden door de stijfheid van de vleugel snel uitdampen. Bij sneller gaan vliegen neemt meestal de buigingsfrequentie toe en neemt de torsiefrequentie af. Vlieg je buiten het toegestane snelheidsgebied dan kan het zijn dat de buigingstrilling en de torsietrilling elkaar naderen en elkaar versterken. In enkele seconden kan de vleugel dan breken.

Wanneer het vliegtuig een rolroer heeft met teveel speling, dan kan het rolroer de vleugel steeds een extra duw geven die de trilling vergroot. Bij een goed onderhouden vliegtuig dat binnen de toegestane begrenzings gebruikt wordt, zal geen flutter ontstaan. Mocht je bij hoge snelheid toch trillingen voelen in de stuurvlakken, verminder dan de snelheid.

5.6 OVERTREK EN VRILLE

OVERTREK

Wanneer je de stuurknuppel tijdens het vliegen naar achteren beweegt dan vergroot je de aanvalshoek. Een grotere aanvalshoek levert meer lift. Dit groter maken van de invalshoek kan niet onbeperkt doorgaan.

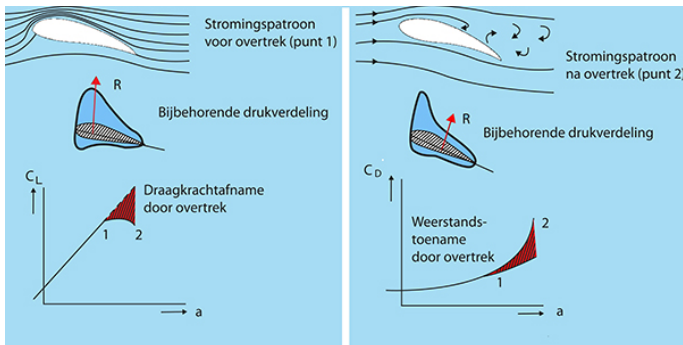


De aanvalshoek α is zo groot, dat de lift L afneemt en de weerstand W toeneemt: de vleugel raakt overtrokken.

Bij een stand van ongeveer 15° ten opzichte van de aanstromende lucht kan de luchtstroming de bovenzijde van het vleugelprofiel niet meer volgen en laat los (zie 5.1.1 De draagkracht). De lift neemt af en de weerstand neemt sterk toe.

GEVOLGEN VAN DE OVERTREK:

1. Afname van de draagkracht.
2. Sterke toename van de weerstand, schudden van het toestel
3. Moment om de dwarsas
4. Wanneer één vleugel eerder of meer overtrekt dan is er ook een moment om de langsas en topas.



Punt 1 voor en punt 2 na de overtrek

1. Afname van de draagkracht Door de loslating van de stroming zal de draagkracht van de vleugel bij toenemende aanvalshoek in eerste instantie minder toenemen en daarna meer of minder abrupt afnemen (zie draagkrachtafname op de linkse afbeelding).

2. Sterke toename van de weerstand, schudden van het toestel Door loslating van de stroming zal de weerstand van de overtrokken vleugel toenemen (zie weerstandstoename op de rechter afbeelding). De fabrikant heeft de vleugel van een zweefvliegtuig zo gemaakt dat de vleugel naar de tip toe een steeds kleinere instelhoek heeft. Wanneer de vleugel een te grote hoek met de aanstromende lucht maakt, dan laat de luchtstroom niet overal tegelijk los. De instelhoek is bij de romp het grootst en bij de tip het kleinst. Het overtrekken van de vleugel gebeurt in de regel het eerst naast de romp. Daardoor gaat het vliegtuig schudden. Dit schudden wordt veroorzaakt doordat de losgelaten wervels tegen de romp en de staartvlakken 'slaan'.

3. Moment om de dwarsas Bij toenemende aanvalshoek zal

het drukpunt naar voren verschuiven (zie linkse afbeelding). Bij het overtrekken (rechtse afbeelding) ontstaat een vrij plotselinge verschuiving van het drukpunt naar achteren. Het drukpunt komt achter het zwaartepunt te liggen. Dit resulteert in een moment voorover (de neus zakt), dat de invalshoek verkleint en dus herstellend werkt.

4. Moment om de langsas en topas Wanneer één vleugel eerder of meer overtrekt dan de andere dan ondervindt die vleugel meer weerstand en minder lift dan de andere. Dit veroorzaakt (vaak vrij plotseling) een moment om de langsas, één vleugel valt weg en doordat deze vleugel meer weerstand heeft dan de andere vleugel ontstaat ook een moment om de topas.

VERHOOGDE OVERTREKSNELHEID

Houd altijd rekening met een verhoogde overtreksnelheid bij:

- Een lierstart (verhoogde vleugelbelasting);
- Het vliegen van steilere bochten (verhoogde vleugelbelasting);
- Het vliegen met natte of vuile vleugels (overtrek gebeurt dan bij een kleinere invalshoek dan 15°).
- Bij vliegen met waterballast (verhoogde vleugelbelasting);
- Turbulentie en onrustige thermiek.

VOORZORGSMAATREGELEN OEFENING OVERTREK

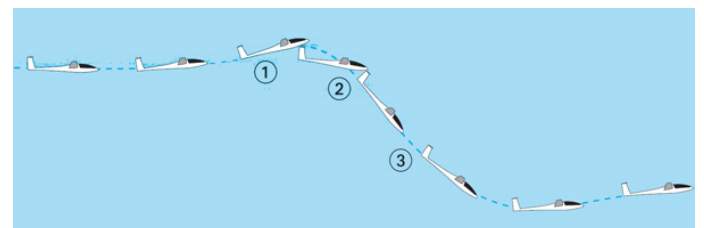
Voordat je deze oefening uitvoert, neem je de volgende voorzorgsmaatregelen: je controleert of er geen losse voorwerpen in het zweefvliegtuig zitten, doet de riemen goed vast en zet de trim op normale vliegsnelheid. We doen deze oefening niet boven de bebouwde kom, niet boven een mensenmassa en liever ook niet tegen de zon in.

UITVOERING

Maak eerst een uitkijkbocht. Vlieg twee halve cirkels om te kijken of je geen andere vliegtuigen onder je hebt. Daarna houd je de vleugels horizontaal en trek je langzaam de stuurknuppel naar je toe. De snelheid loopt er uit. Dit is de situatie bij (1) op de tekening hieronder. Je houdt de neus twee vingers boven de horizon. Het vliegtuig heeft nu de neiging om de neus te laten zakken. De snelheid loopt verder terug en je moet steeds meer aan de stuurknuppel trekken (de aanvalshoek vergroten) om de neus boven de horizon te houden, totdat de kritische aanvalshoek bereikt is; dan overtrekt het vliegtuig (2). De neus zakt. Je herstelt deze situatie direct door de stuurknuppel te vieren (naar voren te doen (3)). Als je dit meteen doet, hoef je niet te duiken.

Voordat een zweefvliegtuig overtrekt krijg je een aantal waarschuwingssignalen:

- Stand van de stuurknuppel erg getrokken;
- Hoge neusstand;
- Het wordt stil;
- Slappe roeren (stuurkrachten klein);
- Schudden van het vliegtuig doordat de losgelaten wervels tegen de romp en de staartvlakken 'slaan'.



HERSTELPROCEDURE OVERTREK

De stuurknuppel laten vieren en snelheid opnemen. Wanneer

de neus wegvalt, pakt het toestel zelf ook snelheid op, maar wanneer je dan aan de stuurknuppel blijft trekken, overtrek je het zweefvliegtuig weer. De meeste lesvliegtuigen en overgangstrainers hebben een heel goedig overtrekgedrag. Ze waarschuwen duidelijk. Sommige zweefvliegtuigen zijn zo braaf dat wanneer je aan de stuurknuppel blijft trekken er helemaal geen gekke dingen gebeuren, ze gaan gewoon over in een sterk dalende vlucht waarbij het zweefvliegtuig schudt als gevolg van de turbulente losgelaten vleugelstroming die het stabilo treft. Dit noemen we een zakvlucht. Toch is het heel belangrijk om steeds alert te reageren op de overtreksignalen. Het herstel moet een automatisme worden. Herstellen doe je dus door de stuurknuppel te vieren en te zorgen voor voldoende snelheid. Denk erom dat je de voeten neutraal houdt en de stuurknuppel niet naar links of rechts houdt.

OVERTREK IN EEN SCHUIVENDE BOCHT

Doel van de oefening:

1. *Meer helling: dan ook meer snelheid;*
2. *Recht op blijven zitten, met de schouders parallel aan de vleugels.*
3. *Leren alert te zijn op de vlieg situatie die vooraf gaat aan een overtrek in een schuivende bocht;*
4. *Er goed bewust van worden dat bochten op lage hoogte vermeden moeten worden en indien toch onvermijdelijk, dan altijd gecoördineerd en met voldoende snelheid;*
5. *Ervaren wat er gebeurt bij een overtrek in een schuivende bocht;*
6. *Het herstel oefenen tot het een automatisme wordt en constateren hoeveel meter hoogte het herstel vergt.*

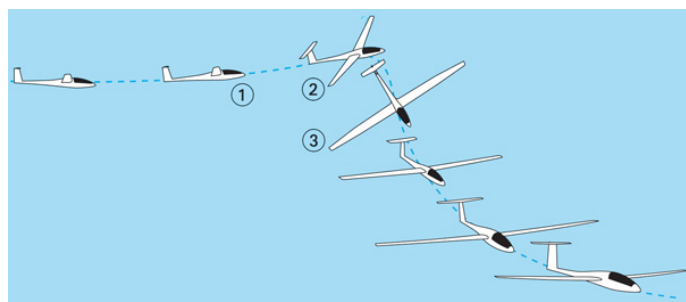
Een overtrek in een schuivende bocht is een overtrek waarbij slechts één vleugel overtrekt. Het is het begin van een tolvlucht. Sommige zweezitters zoals de ASK21 gaan niet of alleen met grote moeite over in een tolvlucht. Andere zweezitters en veel eenzitters kunnen er onverwacht fel in vallen. Ze waarschuwen soms niet van te voren door te schudden zoals bij een gewone overtrek. Op geringe hoogte is een tolvlucht levensgevaarlijk, omdat er dan onvoldoende ruimte voor herstel is. We doen de oefening op zo'n hoogte dat we deze boven de 600 m beëindigd hebben.

Doel van deze oefening is vooral om je alert te maken op de vlieg situatie die aan een overtrek vooraf gaat. Zo'n overtreksituatie kan onbedoeld ontstaan als je met te weinig snelheid een bocht maakt met bovendien te weinig dwarshelling en te veel voetenstuur (schuivende bocht). Je moet jezelf erin trainen om met voldoende snelheid en gecoördineerd een bocht te vliegen.

UITVOERING

Je checkt eerst of je riemen nog goed vastzitten en je doet weer de uitkijkprocedure. Daarna zet je een bocht in met uitsluitend het voetenstuur.

Je houdt de vleugels horizontaal. Het neveneffect van gieren is rollen. Als je de vleugels horizontaal wilt houden, moet je met de stuurknuppel 'tegen' het neveneffect opvangen.



Ondertussen trek je de stuurknuppel naar je toe en ga je

steeds langzamer vliegen (1). Het vliegtuig begint nu te 'dweilen'. Met dweilen bedoelen we dat het moeilijk bestuurbaar geworden is, omdat het, door de lage snelheid, nauwelijks op de roeren reageert. Het vliegtuig staat nu op het punt om te overtrekken. De vleugel aan de binnenzijde van de bocht gaat langzamer en zal het eerst overtrekken. Als deze vleugel overtrekt (2) en de andere nog niet, dan krijg je de situatie dat één vleugel minder lift produceert en tegelijkertijd veel meer weerstand levert. Deze vleugel zakt weg en de toegenomen weerstand aan deze kant zal een draaiing doen inzetten (3).

Geef je op het moment dat deze vleugel wegzakt 'vol stuurknuppel tegen' om deze vleugel toch horizontaal te houden, dan vergroot je door de uitslag van het rolroer naar beneden de invalshoek nog meer, de vleugel overtrekt nog meer, het vliegtuig valt over deze kant weg en er ontstaat een tolvlucht.

HERSTEL

1. Herstel van een dreigende overtrek in een bocht: zodra je tijdens het vliegen van een bocht de volgende situatie merkt: te hoge neusstand, te lage snelheid, slappe roeren, dan laat je de stuurknuppel direct vieren. Mocht de binnenvleugel, als je te langzaam vliegt, de neiging vertonen om te gaan zakken, dan herstel je dit niet door de stuurknuppel tegen te doen, maar door eerst snelheid op te pakken.
2. Wanneer de vleugel toch wegvalt en het vliegtuig overgaat in een tolvlucht doe je direct: vol voeten tegen en stuurknuppel rechtstandig naar voren en zodra het draaien stopt: 'voeten neutraal', om niet in een tolvlucht over de andere vleugel te komen. Met stuurknuppel rechtstandig naar voren bedoelen we dat je niet tegelijk de stuurknuppel tegen doet. De neiging om de stuurknuppel tegen te doen moet je onderdrukken.

TOLVLUCHT

1. *Eerst vol voeten tegen;*
2. *Vervolgens de stuurknuppel rechtstandig naar voren tot neutraalstand;*
3. *Zodra het draaien stopt, voeten neutraal en voorzichtig uit de duikvlucht optrekken*

Een tolvlucht (ook wel vrille genoemd) is een overtrokken vliegtoestand, waarbij het zweefvliegtuig over één vleugel wegvalt. Je gaat vrij abrupt over in een verticale schroefvormige baan, waarbij het vliegtuig om z'n topas draaiend als een kurkentrekker naar beneden gaat. Het gevaar van een onverwachte en onbedoelde tolvlucht is dat je van de wijs raakt door de ongewone stand van het vliegtuig en de centrifugaal krachten tijdens de draaibeweging. Bovendien wordt bij een tolvlucht en de daarop volgende duik veel hoogte verloren. Wanneer je de tolvlucht geregeld oefent, dan herken je veel beter de signalen die aan een tolvlucht vooraf gaan en handel je direct en juist om een einde aan te tolvlucht te maken.

De eerste keer dat je zo'n oefening tolvlucht meemaakt voelt dat niet prettig aan. Maar na een aantal keren weet je precies wat er gebeurt en maakt paniek plaats voor bewust handelen.

Een tolvlucht kan ontstaan wanneer bij te langzaam vliegen, tegen de overtreksnelheid aan, met te veel voetenstuur een plotselinge gier-(draai)beweging wordt gemaakt (bijv. een te lage bocht voor final met weinig snelheid en, uit angst voor de grond, te weinig helling). De binnenvleugel is tijdens de tolvlucht overtrokken, maar het richtingsroer is nog volledig werkzaam. De meeste zweefvliegtuigen zijn moeilijk in een tolvlucht te krijgen en herstellen al zodra de roeren in de neutraalstand worden gebracht.

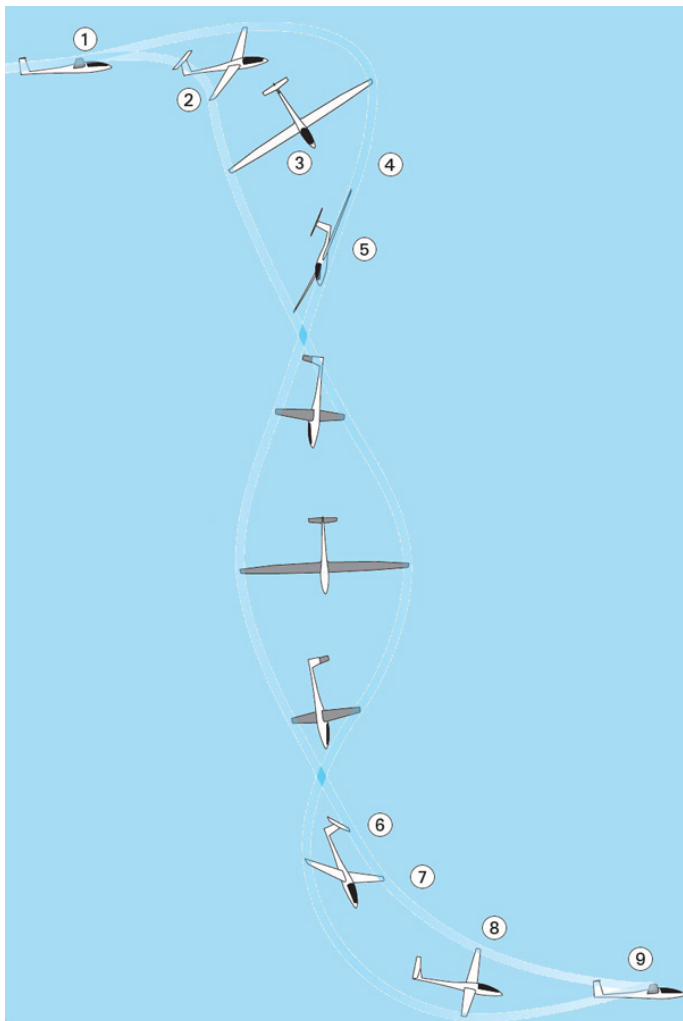
VEILIGHEIDSPROCEDURE

Eerst doen we de veiligheidsprocedure, binnen en buiten het zweefvliegtuig.

1. *Binnen: geen losse voorwerpen, riemen goed vast, kleppen gelocked en de trim op normale snelheid.*
2. *Buiten: vlieg twee halve cirkels om te kijken of je geen andere vliegtuigen onder je hebt., zorgen dat je voldoende hoogte hebt (herstel boven 600 m), een oriëntatiepunt nemen en niet boven publiek of bebouwde kom.*

IN EEN TOLVLUCHT BRENGEN

Om te wennen aan het wegvallen van het vliegtuig, maken we eerst een paar steile 'overtrekken' (met hoge neusstand). De tolvlucht beoefenen we alleen bij voldoende hoogte. Eén volledige draai kost circa 80 m hoogte. Op zo'n 600 m hoogte moet het zweefvliegtuig uit de tolvlucht zijn.



Om een zweefvliegtuig in een tolvlucht te krijgen:

1. *Ga je steeds langzamer vliegen;*
2. *Vlak voor de overtrek zet je met vol voeten een bocht in, terwijl je de vleugel met het rolroer horizontaal probeert te houden (een schuivende bocht). Het draadje wijst nu naar de binnenste (achterste) vleugel.*
3. *Zodra deze binnenste vleugel wegzakt, doe je het rolroer volledig 'tegen' (proberen om de wegzakkende vleugel weer horizontaal te trekken). Het nu volledig naar beneden geslagen rolroer veroorzaakt een volledige overtrek van de vleugel. De vleugel was al aan de wortel overtrokken, nu overtrekt de tip ook..*
4. *De vleugel valt verder weg en de weerstand van deze vleugel neemt verder toe, waardoor de draaiing begint.*

5. *De neus wijst steil naar beneden en de grond lijkt onder de neus te draaien. Je krijgt het gevoel ongeremd draaiend omlaag te vallen. Bij voldoende hoogte is deze situatie ongevaarlijk en goed te beëindigen.*

UIT EEN TOLVLUCHT HALEN (zie ook hoofdstuk 6 operationele procedures)

Om een tolvlucht te beëindigen gebruik je het richtingsroer. Je bent geneigd om met de 'stuurknuppel tegen' de lage vleugel weer horizontaal te krijgen, maar dit werkt averechts, omdat de luchtstroming over een groot gedeelte van deze vleugel losgelaten is en een naar beneden uitgeslagen rolroer nog meer invalshoek vergrotend werkt.

Een tolvlucht beëindig je als volgt:

- 6 *Richtingsroer tegen de draairichting in volledig intrappen;*
- 7 *het hoogteroer in de neutraalstand houden;*
- 8 *het rolroer neutraal houden;*
- 9 *zodra het draaien stopt het richtingsroer neutraal zetten en beheerst uit de duikvlucht optrekken.*

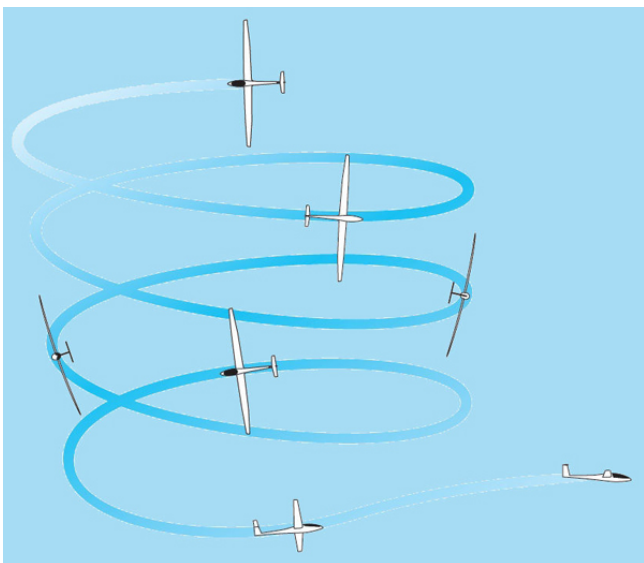
N.B. Dit is de standaardmethode om een tolvlucht te beëindigen. De tovluchteigenschappen van sommige zweefvliegtuigen en de manier waarop je de tolvlucht inzet en beëindigt, kunnen verschillen. Lees, voor je de oefening tolvlucht in een voor jou onbekend zweefvliegtuig doet, altijd eerst wat daarover in het vlieghandboek van het vliegtuig staat.

5.7 SPIRAALDUIK

Een vrille is een overtrokken vliegtoestand. Een spiraalduik is een **niet-overtrokken** vliegtoestand. De snelheid is veel hoger dan bij de tovlucht. Een spiraalduik kan ontstaan als je bij het inzetten van een bocht niet of te laat aan de stuurknuppel trekt om de neus op de horizon te houden. De snelheid loopt dan op.

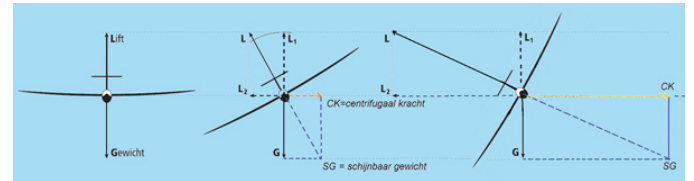


Als je steil draait en de snelheid vermindert niet meer door aan de stuurknuppel te trekken, dan zit je in een spiraalduik. Normaal trek je met de stuurknuppel de neus weer op de horizon, waardoor de snelheid afneemt, maar in dit geval heeft dat slechts tot gevolg dat de straal van de cirkel kleiner wordt, de snelheid oploopt en de G-krachten toenemen.

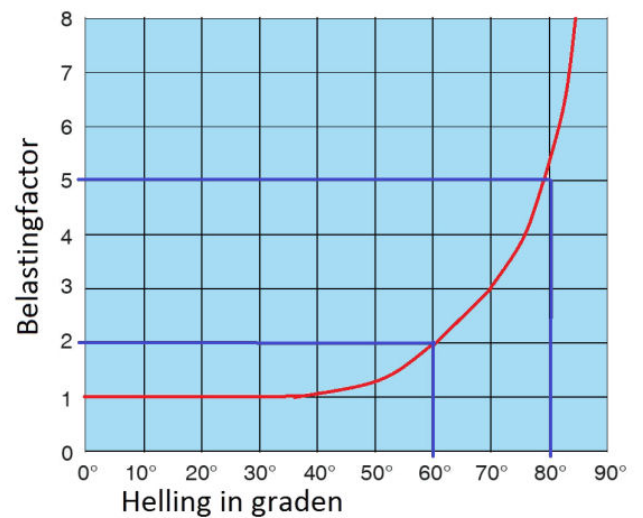


HERSTEL SPIRAALDUIK (zie ook hoofdstuk 6 operationele procedures)

- Doe de stick iets naar voren om de G-krachten te verminderen.
- Horizontaal rollen en de snelheid er (voorzichtig) uittrekken.

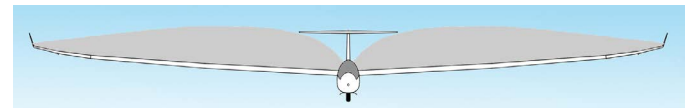


Op de afbeelding hierboven zie je dat je bij 60° dwarshelling een g-kracht van twee maal het gewicht optreedt. Bij meer dan 60° lopen de g-krachten snel op.



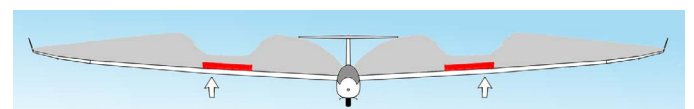
Bij zo'n 80° dwarshelling vlieg je met 5g. Deze krachten voel je ook duidelijk. Het voetenstuur bedienen lukt nog wel maar een voet of een hand optillen gaat zwaar. Een onbeheerste ruk aan de stuurknuppel zorgt dan voor overbelasting van het vliegtuig. Daarom moet je bij een spiraalduik beheerst het zweefvliegtuig horizontaal leggen en rustig uit een duikvlucht optrekken.

Doe geen spiraalduik met geopende remkleppen.



Liftverdeling over een vleugel

Bij [5.5 Beperkingen](#) heb je gezien dat zweefvliegtuigen zo ontworpen zijn dat ze minimaal positieve G-krachten van 5,3 maal het gewicht van het zweefvliegtuig moeten kunnen opvangen.



Liftverdeling over de vleugel bij geopende remkleppen

Bij veel zweefvliegtuigen staat in het handboek van het vliegtuig dat dat niet geldt voor het vliegen met geopende remkleppen. Dan is de maximale belastingfactor minimaal 3,5

keer het gewicht van het vliegtuig. Dat komt omdat de liftverdeling dan niet meer gelijkmatig verdeeld is over de vleugel. Bij de remkleppen zal de vleugel eerder breken. Bij een spiraalduik met geopende remkleppen kun je gemakkelijk de maximaal toegestane belastingfactor overschrijden.

Nogmaals: door zowel de overtrek, de tolvucht en de spiraalduik regelmatig te oefenen, voorkom je dat dit je onverwachts overkomt. Omdat je de eerste symptomen goed leert herkennen, ben je in staat om vrijwel instinctief dergelijke ongewone vliegstanden op een juiste manier te beëindigen.

LITERATUUR

- Theorie van het Zweefvliegen, KNVvL, Afdeling Zweefvliegen, [H.2 Principes van het vliegen 2012](#)
- Zweefvliegen Elementaire Vliegopleiding, KNVvL, Afdeling Zweefvliegen, Vierde druk 2013
- Zweefvliegen, Voortgezette Vliegopleiding, Dirk Corporaal, KNVvL, Afdeling Zweefvliegen, web versie 2015
- Eerst weten dan zweven, Vierde druk 1973
- Aerodynamica van de Liga van Vlaamse zweefvliegclubs <http://www.lvzc.be/index.php/secretariaat/secretariaat/downloads/ato/instructie/466-1-aerodynamica-2014>
- Theorieboek voor technici H.3. Vliegtuigen zie: http://www.ctz.zweefportaal.nl/main/Technicus/TechnicusHandboek2007/III_Vliegtuigen.pdf
- <http://www.win.tue.nl/~jldejong/gliding/Theorieboek-nieuw/in%20bewerking/3%20%20THEORIE%20VAN%20HET%20VLIEGEN-071031.pdf>
- FAA; Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge 2016
- FAA Glider pilot's handbook https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/glider_handbook/media/faa-h-8083-13a.pdf
- <https://arjanvd.home.xs4all.nl/samenvatting%20vliegtuigen%20voor%20GPL.pdf>
- http://dev.maakum.nl/~devzwev2/home/images/syllabus_aerodynamica_2009.pdf
- <http://home.wxs.nl/~kpt9/Grenslaag.htm>
- <http://home.planet.nl/~kpt9/thermiekstoepje.htm>
- http://gliderbooks.com/downloads/H_Ch4.pdf

COLOFON

Tekst:	Dirk Corporaal, Stiens, laatste versie november 2020
Illustraties en vormgeving:	Ontwerpstudio Jukkema BNO, Dronrijp, Gert-Jan van Damme, Dirk Corporaal, boek: Theorie van het zweefvliegen en het internet.
Copyright:	Dirk Corporaal (tekst en deel van de illustraties), Henk Jukkema (een deel van de illustraties) en Gert-Jan van Damme (een deel van de illustraties).

Behoudens uitzonderingen door de Wet gesteld mag zonder schriftelijke toestemming van de schrijver, illustrator of fotografen niets uit deze uitgave worden veeleenvoudigd en/of openbaar gemaakt door middel van druk, fotokopie, microfilm of anderszins.

Save exceptions stated by the Law no part of this publication may be reproduced in any form, by print, photoprint, microfilm or other means, without the prior written permission of the author, illustrator and photographers.