



Bewegingswetten van Newton:

Eerste wet van Newton

Traagheidswet, Een voorwerp waarop geen (resulterende) kracht werkt blijft in rust of behoudt haar snelheid en richting

Tweede wet van Newton

Bewegingswet, $F = m \cdot a$; Het product van massa en versnelling is gelijk aan de resulterende kracht, oftewel: als er geen resulterende kracht werkt is de versnelling nul!!

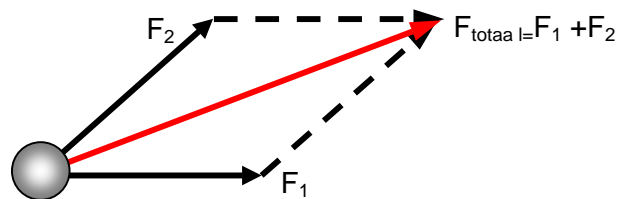
Derde wet van Newton

Reactiewet: actie = - reactie In evenwicht (!) zijn de krachten die twee systemen (of voorwerpen, lichamen) op elkaar uitoefenen gelijk van grootte maar tegengesteld van richting.

Kracht

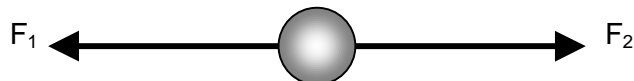
- Grootte
- Richting

- Aangeven met een vector

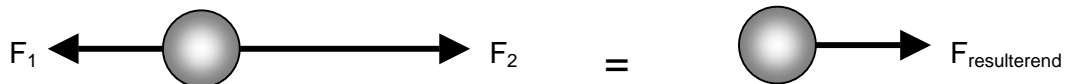


Krachten kunnen elkaar (gedeeltelijk) versterken, of verzwakken.

Voorbeeld:



Wanneer de kracht F_1 net zo groot is als F_2 en tegengesteld van richting dan heffen ze elkaar op. Het voorwerp versnelt of vertraagt niet !!



Wanneer de kracht F_2 groter is als F_1 blijft er een resulterende kracht over ($F_{\text{resultierend}} = F_2 - F_1$). Hierdoor versnelt het voorwerp in de richting van de

- De eenheid van kracht is Newton (N)

Luchtdichtheid:

Het gewicht van de lucht per volume

Bijvoorbeeld: ik heb 1 m^3 lucht en dit weegt 1.225 kg

De luchtdichtheid is dan 1.225 kg per kubieke meter en wordt aangegeven met de letter ρ (rho).

- De dichtheid van lucht neemt af met de hoogte, op zeeniveau is $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$

**Luchtdruk:**

De **kracht** die de lucht uitoefent **op een bepaald oppervlak**. De druk word aangegeven met de letter P (Pressure). De luchtdruk verandert constant (meteo!)

Gemiddeld is de **luchtdruk op zeeniveau 101325 N / m²**

100 N/m² = 1 hPa (vroeger werd hiervoor ook de mbar gebruikt)

Continuïteitswet

Voorbeeld:

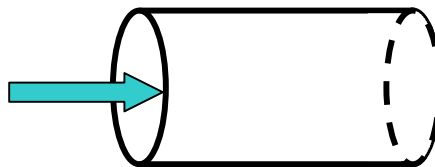
Door deze buis stroomt lucht.

Hoeveel?

Doorsnede oppervlak A= 10 m²

Snelheid 10 m/s

rho = 1 kg / m³

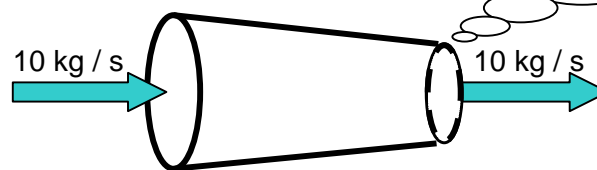


- Dit betekent dat er per seconde 100 kg lucht de buis instroomt. Het aantal kg/s noemen we de massastroom.
- Omdat er geen lucht kan verdwijnen zal er aan de andere zijde van de buis net zoveel lucht uit moeten stromen.



Wanneer de doorsnede van de buis verandert zal er toch evenveel massa lucht uit moeten stromen.

Dit kan alleen wanneer de snelheid verandert.



Dit is samengevat in de continuïteitswet:

$$\rho \times v \times A = \text{constant}$$

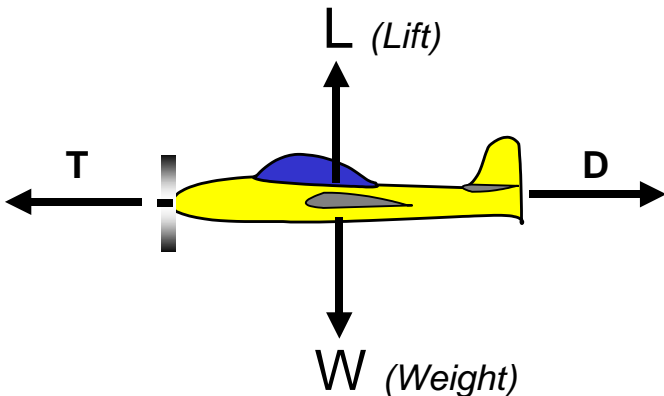
ρ v A
 $\text{kg/m}^3 \times \text{m/s} \times \text{m}^2 = \text{kg/s}$ (dit is dus de massastroom)

Hieruit blijkt dat als de doorsnede 2x zo klein wordt, de snelheid 2 x zo hoog wordt.

(We gaan er vanuit dat lucht niet samendrukbaar is, de $\rho = \text{constant}$)



Hoe vliegt een Vliegtuig?



Welke krachten werken hierop?

- **Zwaartekracht** (heeft betrekking op het gewicht van het vliegtuig (**W**))
- **Draagkracht (L)** om op dezelfde hoogte te blijven vliegen moet deze evengroot zijn als het gewicht en tegengesteld. De draagkracht staat altijd loodrecht op de ongestoorde luchtstroom.
- **weerstand (D)**, “remmende” kracht die tegengesteld is aan de vlieg-richting. (wordt aangegeven met de letter **D** van Drag)

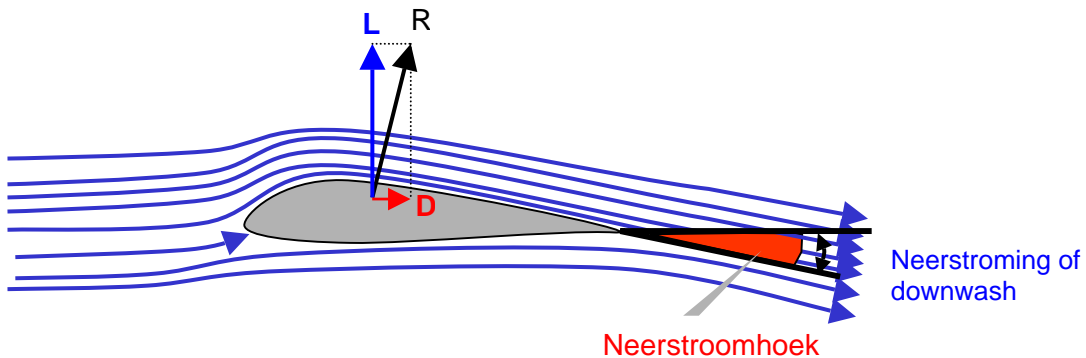
L = W constante hoogte

L < W vliegtuig daalt

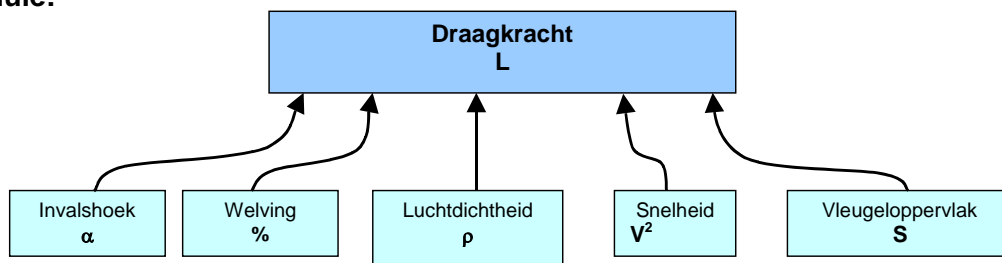
L > W vliegtuig stijgt

Hoe zorg je voor Draagkracht (L)??

- Door de vorm en stand van de vleugel in de luchtstroom wordt de lucht versneld en afgebogen. Dit noemt men **neerstroming** oftewel downwash. Door dit afbuigen werkt er een tegengestelde kracht op de vleugel waarvan een gedeelte loodrecht op de snelheid staat (draagkracht) en een gedeelte tegengesteld aan de snelheid (weerstand)



Lifformule:

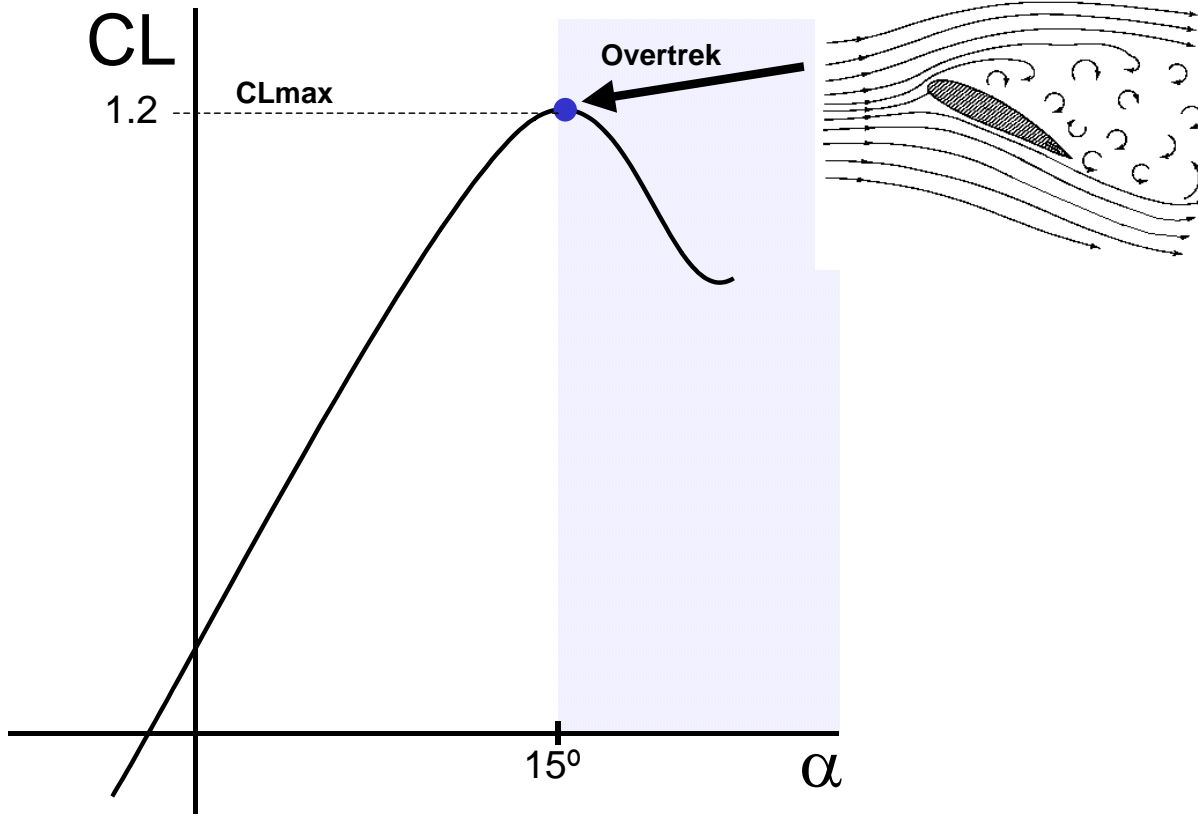


Deze vormen samen de CL

$$L = W = C_L * \frac{1}{2} * \rho * v^2 * S$$



- De C_L zegt iets over de **vorm van de vleugel** en de **stand in de luchtstroom (invalshoek)**.
- Wanneer het vliegtuig op dezelfde hoogte met een constante snelheid moet kunnen vliegen is de draagkracht die de vleugels leveren gelijk aan het gewicht.
- Wanneer het vliegtuig langzaam wil vliegen (*kleine v*) moet het vliegtuig om toch genoeg draagkracht te leveren de C_L verhogen. Dit doet een vlieger door de invalshoek te vergroten en evt. flaps te selecteren (*meer werving*).



Voorbeeld Ka-8

$W = 3000$ Newton

$S = 14$ m²

$C_{Lmax} = 1.2$

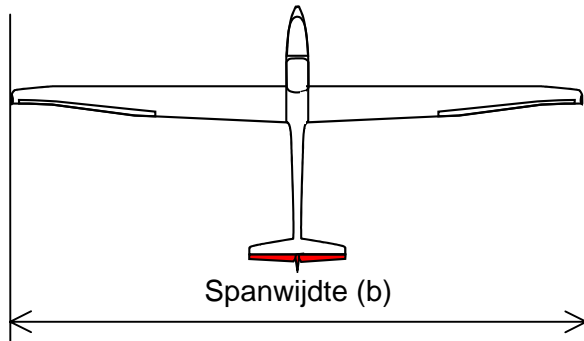
$$v_{min} = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho} \frac{1}{C_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{3000}{14} \frac{2}{1.225} \frac{1}{1.2}}$$

$V_{min.} = 17$ m/s = 61 km/h





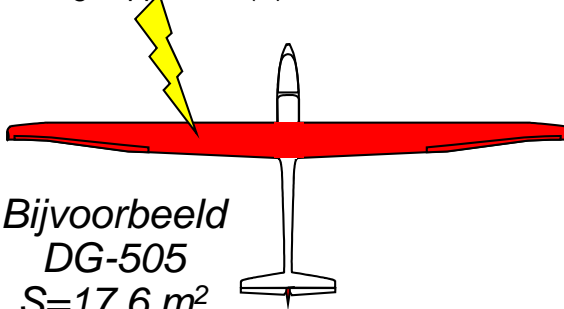
Definities



Spanwijdte,

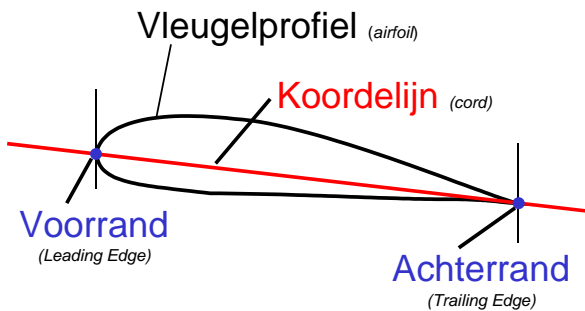
De afstand tussen de linker en rechter tip. Spanwijdte wordt aangegeven met de letter b

Vleugeloppervlak (S)



Vleugeloppervlak,

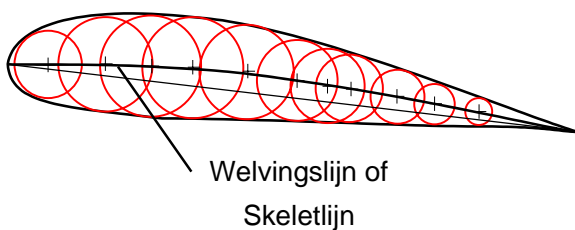
Hiermee wordt het geprojecteerde oppervlak bedoeld (rood gekleurd). Het gedeelte t.p.v. de romp doet gewoon mee.



Vleugelprofiel,

Hiermee wordt een dwarsdoorsnede van een vleugel mee bedoeld. Een vleugelprofiel bestaat uit een contourvorm die erg belangrijk is voor de aerodynamische eigenschappen. De voorrand wordt ook wel torsienus genoemd of Leading Edge. De achterrand wordt ook wel achterlijst of Trailing Edge genoemd. De lijn tussen voor- en achterrand is de koorde.

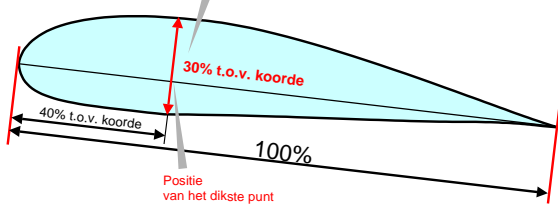
Vleugelwielving (Camber)



Vleugelwielving,

De wielving geeft aan in welke mate de vleugel gekromd is. De meeste vleugels hebben een positief gewelfd profiel, waardoor de lucht sterker wordt afgebogen en bij een invalshoek van 0° toch al Lift verkregen wordt.

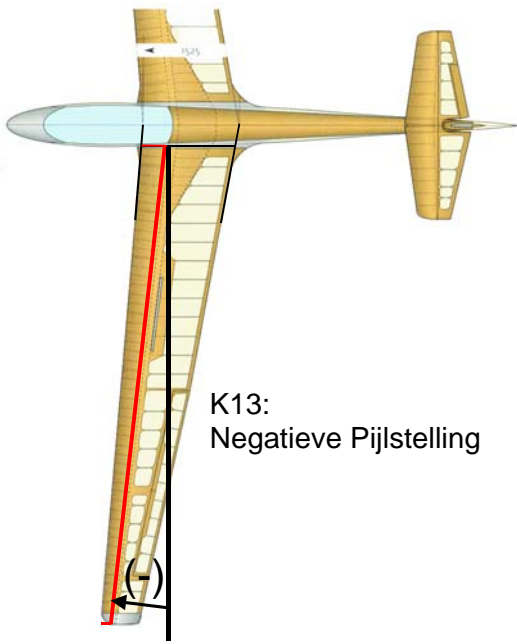
Vleugeldikte (Thickness)



Vleugeldikte,

De dikte van de vleugel wordt meestal gegeven in een percentage van de koorde.

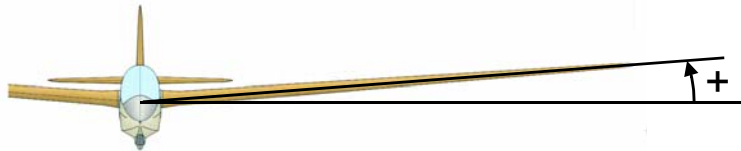
- Dikke vleugel : sterk en licht
- Gunstig bij langzaam vliegen
- Ongunstig bij snel vliegen door grote weerstand



K13:
Negatieve Pijstelling

Pijstelling

- Neem 1/4 van de koorde op de vleugelwortel
- Neem 1/4 van de koorde op de tip.
- Trek een rechte lijn hiertussen ---
- Deze lijn geeft de pijstelling aan!
(dus niet de vleugel voorrand!!!)
- Wijst deze lijn naar voren :
⇒ negatieve pijstelling (zoals bij de K13)
- Wijst deze lijn naar achteren
⇒ positieve pijstelling



V-stelling

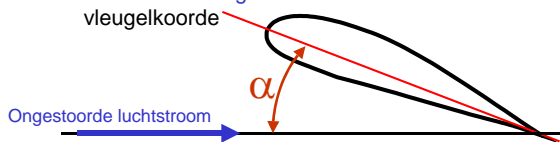
- Positieve V-stelling:
Vleugel wijst naar boven

Voordeel : Vliegtuig is stabiel
Meer afstand tussen tip en grond in landing bij zijwind.

Invalshoek

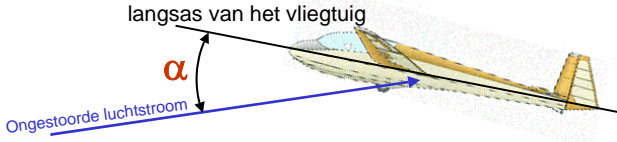
Lokaal:

Invalshoek: Hoek tussen ongestoorde luchtstroom en vleugelkoorde



Hele Vliegtuig:

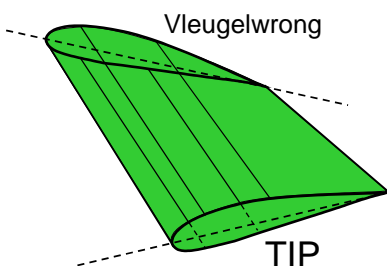
Invalshoek: Hoek tussen ongestoorde luchtstroom en de langsas van het vliegtuig



Instelhoek

De instelhoek is de hoek tussen de vleugelkoorde en de langsas.

Instelhoek



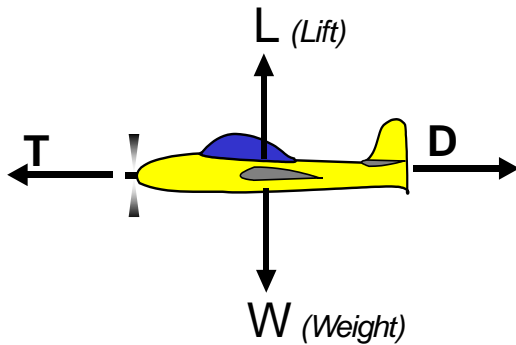
Wrong,

Geometrische wrong: de instelhoek aan de tip is kleiner dan de instelhoek bij de vleugelwortel. Het doel hiervan is de tip later te overtrekken, i.v.m. veiligheid.

Aerodynamische wrong: Het vleugelprofiel bij de tip is zo gekozen dat deze later overtrekt dan de vleugelwortel. Het doel is hetzelfde als bij geometrische wrong.



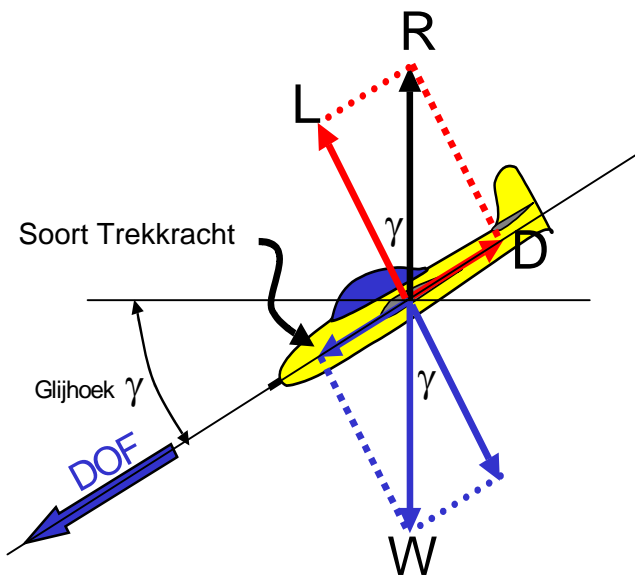
Prestaties



Een vliegtuig krijgt draagkracht door lucht af te buigen. Hierbij ondervindt het vliegtuig weerstand waardoor het afremt.

Door Trekkkracht te leveren (*even groot als de weerstand*) met een propeller kan een motorvliegtuig de snelheid en hoogte constant houden.

Een puur zweefvliegtuig kan dit helaas niet



Om te voorkomen dat het vliegtuig afremt, door haar weerstand, kan het een **dalende** beweging maken.

De component in vliegrichting van het gewicht, werkt nu als een soort Trekkkracht, waardoor de **snelheid constant** blijft.

Deze Gewichtsc component in vliegrichting (T) kun je uitrekenen met : $T=W*\sin(\gamma)$

De grootte van de weerstand kun je bepalen met verhoudingen uit de tekening:



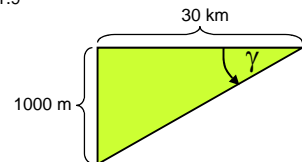
Glijgetal : 30

De weerstand D is 30 x zo klein als de Lift.

De hoek kun je berekenen met de Tangens.

$$\tan \gamma = D / L = 1 / 30$$

$$\gamma = 1.9^\circ$$



Glijgetal : 30

Met 1m zakken, 30 m vliegen
Met 1000 m hoogte, 30 km vliegen

$$\tan \gamma = \frac{D}{L} = \frac{CD * \frac{1}{2} \rho v^2 S}{CL * \frac{1}{2} \rho v^2 S} = \frac{CD}{CL}$$

$$L = W \text{ en } \frac{D}{W} = \frac{CD}{CL} \text{ dus is de weerstand: } D = W * \frac{CD}{CL}$$

De CD/CL verhouding geeft de hoek aan tussen de weerstand en de lift, maar bovendien de hoek waaronder het vliegtuig naar beneden glijdt.

Stel dat de weerstand van het vliegtuig 30 x zo klein is als de Lift: dan is de CD / CL verhouding 1/30. de hoek waaronder het vliegtuig dan daalt kun je berekenen met de tangens. Het vliegtuig zal met 1 meter dalen 30 meter kunnen vliegen. Het glijgetal is in dit geval 30.

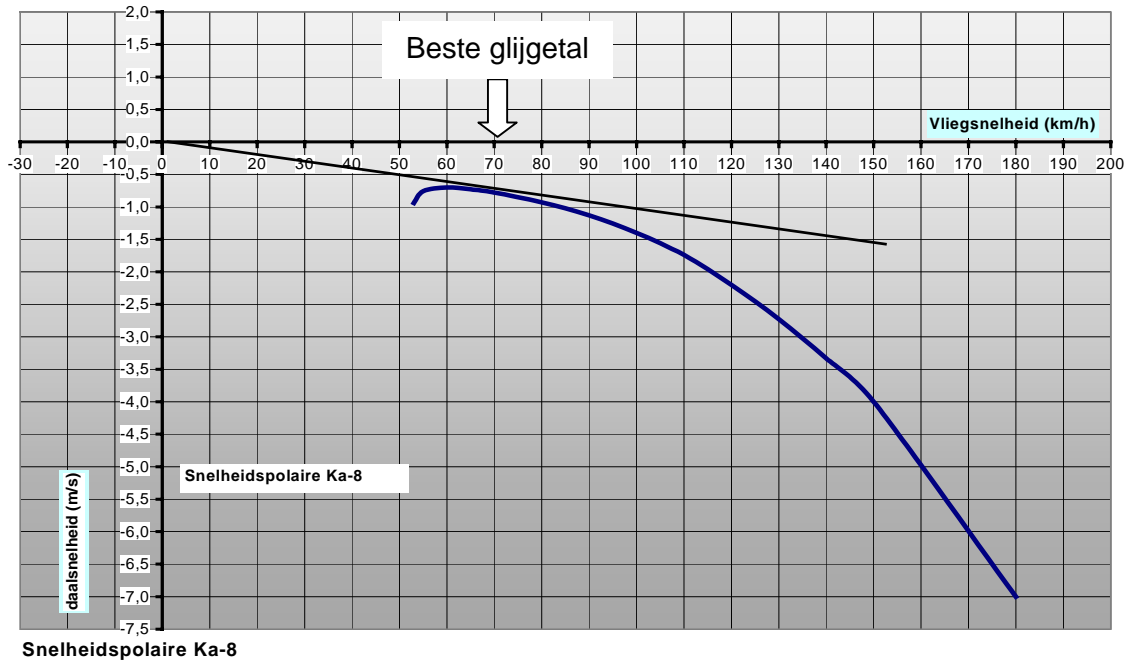
- Met 1000 meter hoogte kan in theorie dus 30 km gevlogen worden zonder thermiek.



Snelheidspolaire

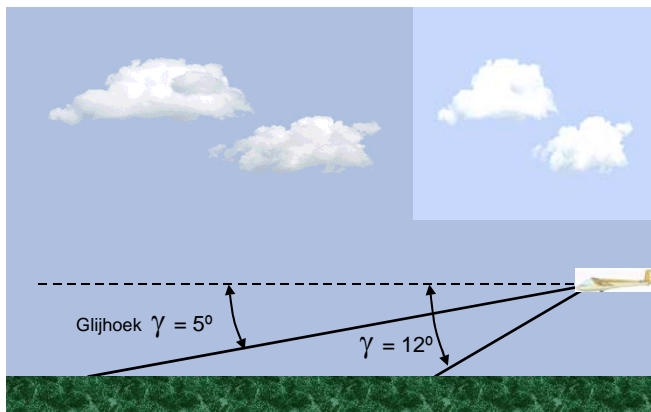
In een Snelheidspolaire is voor elke Vliegsnelheid, ook de bijbehorende daalsnelheid geschetst.

In onderstaand voorbeeld de snelheidspolaire voor een Ka-8.



Door een raaklijn te trekken vanuit de oorsprong kan de kleinste glijhoek bepaald worden. Dit geeft de snelheid waarbij de grootste afstand door rustige lucht afgelegd kan worden.

Wanneer langzamer of sneller dan deze ideale snelheid gevlogen wordt zal het Glijgetal slechter worden.



- Des te kleiner de glijhoek is, des te groter is de afstand die afgelegd kan worden.



Bochten

- In bochten moet de vleugel meer draagkracht (lift) leveren.
- Hierdoor lijkt het alsof het gewicht van het vliegtuig toeneemt.
- Er moet dus sneller ! gevlogen worden in bochten, en de snelheid waarbij het vliegtuig overtrekt (*de minimale snelheid*) neemt dus toe !!
- De invalshoek waarbij de vleugel overtrekt is niet veranderd, het gebeurt alleen bij een hogere snelheid

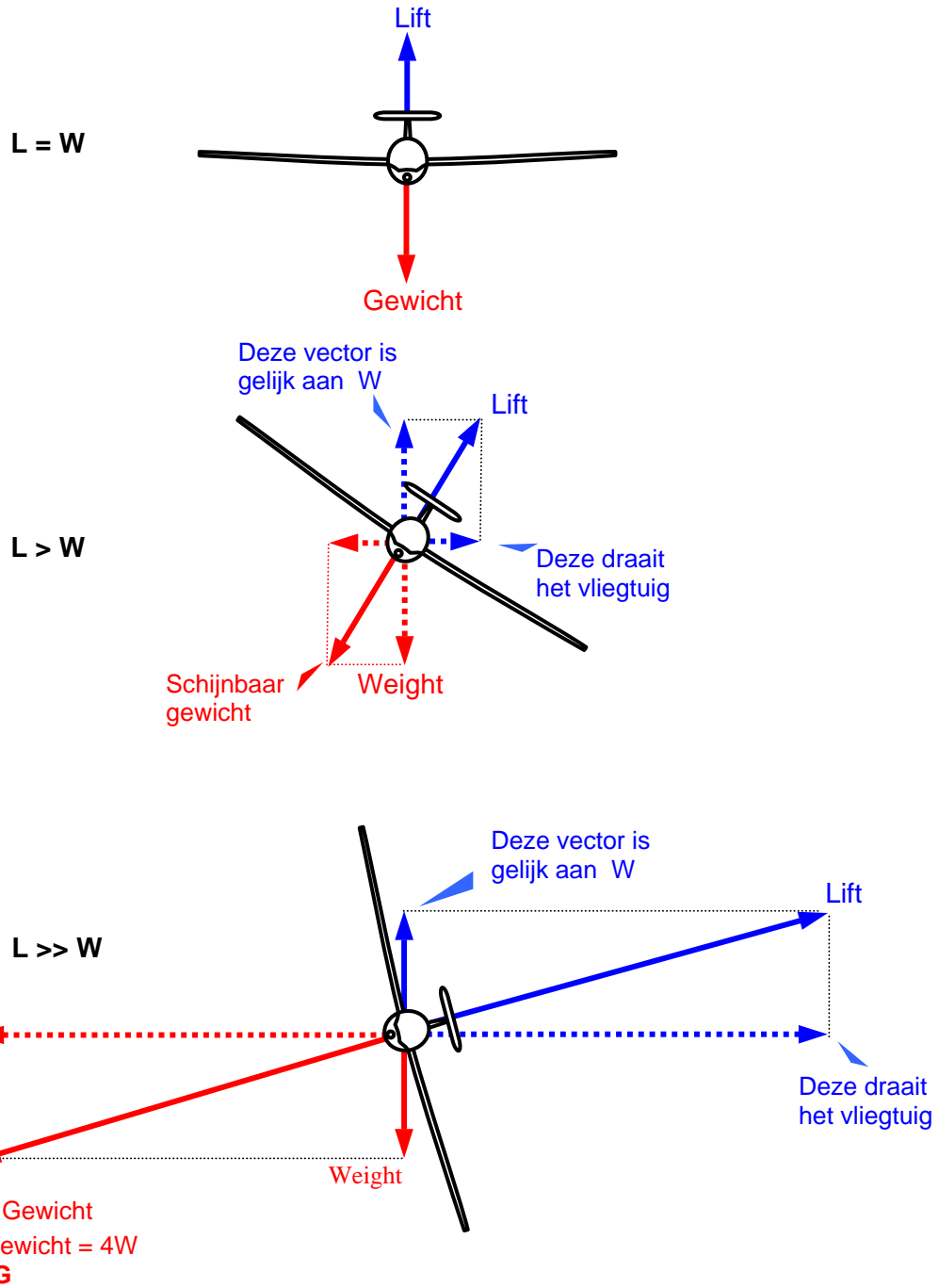
Bijvoorbeeld:

↙ Overtreksnelheid normaal:

70 km/h

↙ Overtreksnelheid bij 60°helling:

100 km/h

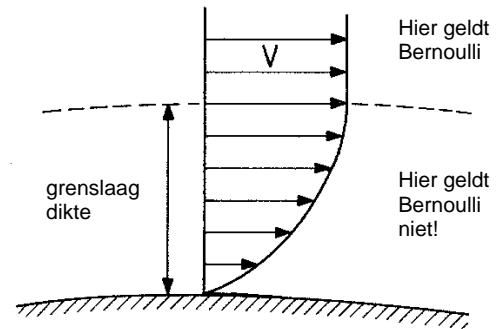




De grenslaag

In de stroming om een lichaam ontstaat altijd een laag waarin de snelheid tot nul afneemt dicht aan het oppervlak van het lichaam. De luchtdeeltjes die tegen het oppervlak aanliggen worden namelijk door adhesie vastgehouden en hebben daardoor gemiddeld geen snelheid. De luchtdeeltjes die hieraan grenzen worden door dit dunne laagje "stilstaande" lucht afgeremd en kunnen daardoor geen grote snelheid krijgen. Zo wordt elk laagje lucht afgeremd door het laagje dat eronder ligt, zodat pas op een bepaalde afstand de luchtdeeltjes dezelfde snelheid hebben als de snelheid die ze zouden moeten hebben door de drukverschillen volgens de *wet van Bernoulli*. (figuur 1)

In de grenslaag geldt de *wet van Bernoulli* namelijk niet, omdat bij de afleiding van deze wet de wrijving wordt verwaarloosd. Buiten de grenslaag is deze invloed klein, maar in de grenslaag is deze invloed juist erg groot omdat de snelheid over een heel kort traject (*de grenslaagdikte*) wordt afgeremd.



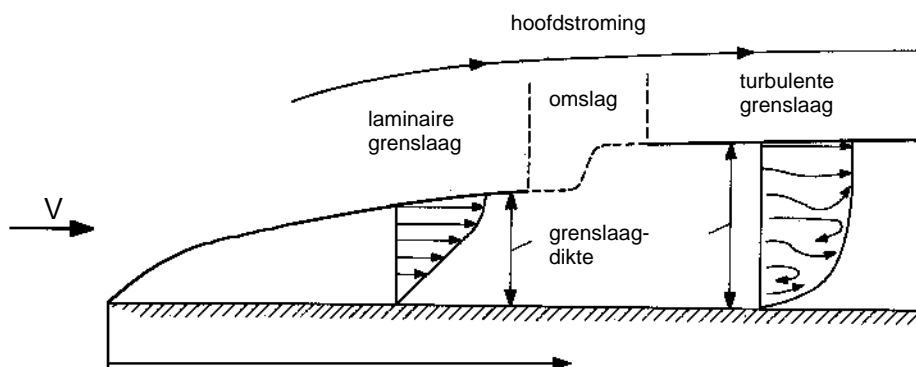
Figuur 1. Het snelheidsverloop in de grenslaag

De stroming in een grenslaag is daardoor vrij complex.

Verloop van een grenslaag:

Als een grenslaag begint te ontstaan in het stuwpunt van een vleugel is de grenslaag uiterst dun en verloopt de stroming erin glad langs het oppervlak. Het lijkt net of de lagen met toenemende snelheid vlak over elkaar heen schuiven. Deze gladde grenslaag noemt men daarom laminair (*gelaagd*)

Naarmate de stroming verder langs het oppervlak gaat worden steeds meer luchtdeeltjes afgeremd. Hierdoor wordt de grenslaag dikker, en wordt het snelheidsverschil tussen de lagen minder groot. Zodra de grenslaag een bepaalde dikte bereikt begint de buitenste rand te golven, waaruit af en toe werveltjes opspringen in de buitenstroming. Je kunt dit vergelijken met de golven op water waar wind overheen waait en waar af en toe overslaande golven ontstaan. Deze opspringende golven worden steeds groter en brengen tenslotte de hele grenslaag in beweging (**turbulent**). Het gebied waarin de stroming overgaat van een nette laminaire stroming in een turbulente stroming noemt men het omslaggebied (*figuur 2*). Zodra de grenslaag turbulent geworden is worden door de werveltjes luchtdeeltjes uit de buitenstroming (die dus een hogere snelheid hebben) dicht bij het oppervlak gebracht, waardoor dicht bij het oppervlak een grotere snelheid gaat heersen dan bij een laminaire grenslaag. (**Het omslagpunt is dus heel iets anders dan een loslaatpunt!**)



Figuur 2. Omslag van een laminaire naar een turbulente grenslaag



Net als bij een laminaire grenslaag groeit de turbulente grenslaag verder aan en wordt dus steeds dikker. In deze dikkere grenslaag is meer wrijving en levert daarom meer weerstand op. Om deze reden wordt de stroming het liefst zo lang mogelijk laminair gehouden.

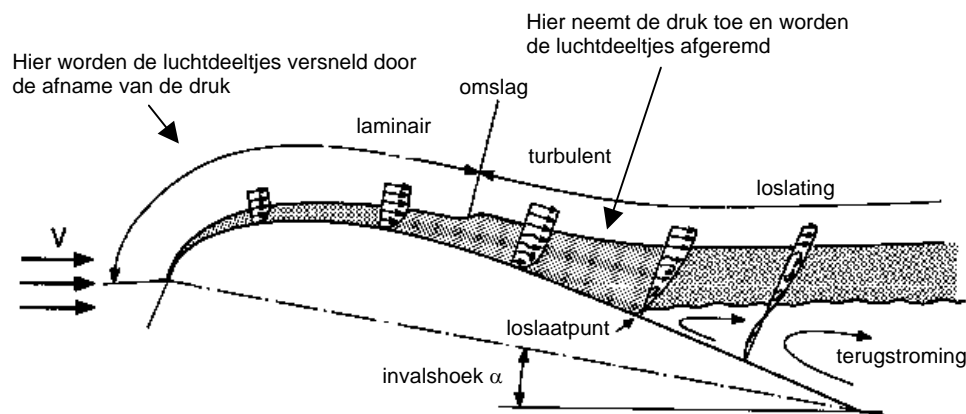
Omdat er in een laminaire stroming echter veel minder snelheidsenergie (*kinetische energie*) zit dan in een turbulente kan deze stroming de vertraging van de lucht na het bereiken van het punt met de grootste onderdruk veel minder ver volgen. De laminaire grenslaag komt dus veel eerder tot stilstand dan een turbulente en laat hierdoor ook veel gemakkelijker los. De stroming volgt dan niet meer het vleugelprofiel maar kiest zijn eigen weg en kan zelfs terug gaan stromen. De grenslaag (het gebied waarin de snelheid tot nul wordt afgeremd) wordt eigenlijk opgetild, hieronder vindt terugstroming plaats.

Deze loslating heeft tot gevolg een forse afname van de draagkracht en toename van de weerstand. Deze loslating probeer je dus altijd te voorkomen of te beperken.

Een goede manier om laminaire loslating te voorkomen is door het kunstmatig turbulent maken van de stroming net voor het punt waarop de laminaire stroming los zou laten. De grenslaag wordt dan wel turbulent, maar de stroming blijft nu tenminste langer het profiel volgen waardoor de terugstroming beperkt wordt. De draagkracht wordt nu niet aangetast en de weerstand neemt lang niet zoveel toe als wanneer er loslating zou optreden. Normaal gesproken wordt de laminaire grenslaag automatisch turbulent omdat een bepaalde kritische dikte wordt bereikt. Is er echter gevaar voor laminaire loslating voordat deze dikte van de grenslaag wordt bereikt dan kan het zinvol zijn om de grenslaag kunstmatig turbulent te maken zodat deze beter bestand wordt tegen de drukstijging op de vleugel.

Dit turbulent maken van de grenslaag kun je doen door kleine verstoringen te maken op de vleugel, meestal wordt zigzagtape gebruikt.

Uiteindelijk kan de druktoename zo groot worden dat zelfs in de turbulente grenslaag de luchtdeeltjes terug gaan stromen en de stroming met grote wervels los gaat laten (*turbulente loslating*). Dit wordt duidelijk gemaakt in figuur 3.



Figuur 3. Omslag en loslating van de grenslaag

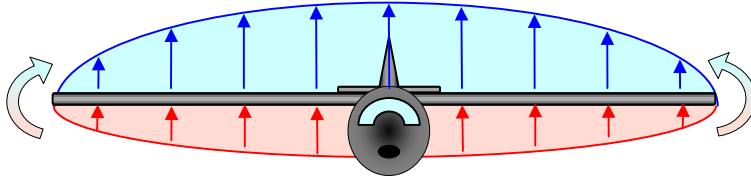
Samenvatting:

- De grenslaag is het laagje dicht tegen de vleugel waarin de snelheid tot nul afneemt aan het oppervlak.
- De grenslaag begint laminair in het stuwpunt en groeit langzaam aan
- Bij een bepaalde dikte slaat deze om van een laminaire naar een turbulente grenslaag
- Een turbulente grenslaag is beter bestand tegen terugstroming (en dus loslating) dan een laminaire omdat deze meer snelheidsenergie bevat en de luchtdeeltjes hierdoor minder snel afremmen.



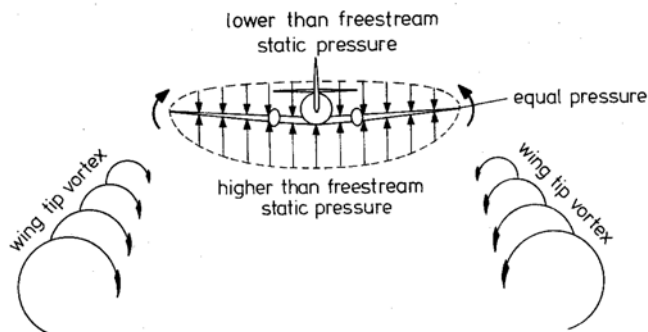
Geïnduceerde weerstand

Aan de bovenzijde van de vleugel heerst een onderdruk, aan de onderzijde een overdruk. Via de tippen "lekt" er lucht van de onderkant naar de bovenkant van de vleugel. (figuur 1)

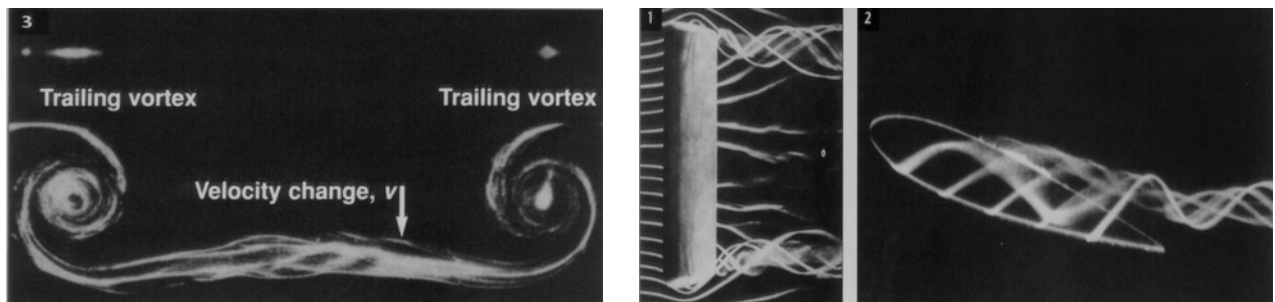


Figuur 1: drukverdeling boven en onder de vleugel

Hierdoor ontstaat achter de vleugel een wervel, de zogenaamde tipwervel, (figuur 2).



Figuur 2: ontstaan van Tipwervels



Figuur 3: Tipwervels zichtbaar gemaakt met rook

De Tipwervels zijn het sterkste bij grote invalshoeken (lage snelheid). Hier is het drukverschil tussen de onder- en bovenzijde van de vleugel nl. het grootst. Zij zorgen voor extra weerstand, nl. de **geïnduceerde weerstand**.

Het negatieve effect van tipwervels kan beperkt worden door:

- Elliptische vleugel of een benadering hiervan (tapsvormig)
- Slankere vleugels (grotere spanwijdte)
- Winglets

