

Betermieux Jan  
Depuydt Jan  
Vanhaelemeesch Tom

Klas 614  
VTI Torhout

**GIP 6<sup>de</sup> JAAR**

# **MODELVLIEGTUIGEN**

Schooljaar 2000-2001

Begeleidende Leerkrachten:  
Mevr. Degryse  
De hr. Develter  
De hr. Verhaeghe



Betermieux Jan  
Depuydt Jan  
Vanhaelemeesch Tom

Klas 614  
VTI Torhout

**GIP 6<sup>de</sup> JAAR**

# **MODELVLIEGTUIGEN**

Schooljaar 2000-2001

Begeleidende Leerkrachten:  
Mevr. Degryse  
De hr. Develter  
De hr. Verhaeghe

## Dankwoord

Graag hadden we onze dank betuigd aan onze begeleidende leerkrachten Mevr. Degryse, Dhr Develter en Dhr Verhaeghe.

Dhr Verhaeghe heeft ons sterk geholpen door veel nuttige informatie en uitleg te leveren. Hij was ook samen met Dhr Hemeryck een grote hulp bij ons praktisch gedeelte. Onze dank gaat ook uit aan al de mensen die ons op moreel en materieel vlak geholpen hebben, waaronder onze ouders en collega's Pieter Brodeaux en Ivan Claes.

## Voorwoord

Voor onze GIP hebben we als onderwerp modelvliegtuigen genomen, vooral uit nieuwsgierigheid naar de wetenschappelijke en technische aspecten die daarbij komen te kijken. Naarmate ons werk vorderde kwamen we tot de ontdekking dat er veel meer bij kwam te kijken dan dat we op het eerste gezicht vermoedden, wat onze nieuwsgierigheid nog meer prikkelde. We hebben met opzet niets over zender-ontvangersystemen besproken omdat er daar teveel elektronica komt bij kijken die we niet of pas op het einde van het jaar gezien hebben. Ook het hoofdstuk "de motor " hebben we met opzet eerder beperkt gehouden om niet in het vaarwater van onze collega's te raken. We hebben ons dan wel des te meer (op aanraden van onze begeleidende leraars) op het aërodynamische aspect van het modelvliegtuig geconcentreerd.

## INHOUDSTAFEL

<i>Inleiding</i> .....	1
<b>1 Grondbegrippen</b> .....	<b>2</b>
1.1 <i>Soorten luchtvaartuigen</i> .....	2
1.2 <i>Soorten en klassen modelvliegtuigen</i> .....	5
1.3 <i>De belangrijkste onderdelen van een vliegtuig</i> .....	8
<b>2 Aërodynamica</b> .....	<b>9</b>
2.1 <i>Energievergelijking voor open systemen</i> .....	12
2.1.1 <i>Toepassing</i> .....	13
2.2 <i>Gelijkvormigheid</i> .....	14
<b>3 De vleugels</b> .....	<b>21</b>
3.1 <i>Kenmerken van een vleugel en profiel</i> .....	21
3.1.1 <i>Kenmerken van een vleugel</i> .....	21
3.1.2 <i>Kenmerken van een vleugelprofiel</i> .....	22
3.1.2.1 <i>Merkwaardige lijnen op een profiel</i> .....	22
3.2 <i>Studie van de vleugels</i> .....	24
3.2.1 <i>Wet van Bernouilli</i> .....	27
3.2.2 <i>De kracht uitgeoefend door stromend fluïdum op gebogen kanalen</i> .....	27
3.2.3 <i>De totale kracht op een vleugel</i> .....	27
3.2.3.1 <i>De draagkracht</i> .....	27
3.3 <i>Werking van vleugels bij een helling van 0°</i> .....	32
3.3.1 <i>De optredende drukken bij de meest gebruikte profielen bij 0° helling</i> .....	32

3.3.2	<i>Hoe ziet de stroming bij verschillende instelhoeken eruit? ....</i>	34
3.4	<i>Vliegen met grondeffect .....</i>	36
3.4.1	<i>Wat is grondeffect? .....</i>	36
3.4.2	<i>Wetenschappelijke verklaring.....</i>	36
3.4.3	<i>Besluit.....</i>	37
3.4.4	<i>Toepassingen van het grondeffect.....</i>	37
<b>4</b>	<b><i>De weerstand.....</i></b>	<b>39</b>
4.1	<i>De luchtweerstand bij de vleugels .....</i>	39
4.1.1	<i>De weerstand bij verschillende profielen en hellingen.....</i>	39
4.1.2	<i>Tipwervelingen .....</i>	41
4.2	<i>De luchtweerstand van de romp.....</i>	44
4.3	<i>De Coëfficiënt van Cd. ....</i>	44
4.4	<i>Verband tussen draagkracht en weerstand.....</i>	45
<b>5</b>	<b><i>De stabiliteit van een vliegtuig.....</i></b>	<b>46</b>
5.1	<i>Langs stabiliteit .....</i>	46
5.1.1	<i>Het glijgetal.....</i>	53
5.1.2	<i>De vliegsnelheid .....</i>	54
5.1.3	<i>De daalsnelheid.....</i>	55
5.2	<i>Rol stabiliteit.....</i>	56
5.3	<i>Richtings stabiliteit .....</i>	58

<b>6 Functie en werking van de roeren .....</b>	<b>59</b>
6.1 Het hoogteroer.....	62
6.2 Het richtingroer.....	63
6.3 De rolroeren.....	66
<b>7 De propeller .....</b>	<b>69</b>
7.1 Definitie.....	69
7.2 Belang van propeller.....	69
7.3 Werking.....	69
7.3.1 Aërodynamische spoed.....	70
7.3.2 Schroefrendement .....	72
7.4 De invloed van de schroef op de besturing.....	74
7.4.1 De schroefwind.....	74
7.4.2 Het motorkoppel.....	74
7.4.3 Asymmetrische verdeling van de trekkracht bij een hoge neusstand .....	74
7.4.4 Schroef met verstelbare bladen .....	75
<b>8 Nadelige gevolgen van constructiefouten tijdens het vliegen .....</b>	<b>76</b>
8.1 Het begrip handstart.....	76
8.2 Staartlastigheid.....	77
8.3 Kop - of neuslastigheid.....	78
8.4 Afwijking naar links of rechts.....	78



<b>9 Gevolgen van het weer en landschap bij het vliegen .....</b>	<b>79</b>
9.1 Weersinvloeden.....	79
9.1.1 Thermiek.....	79
9.1.1.1 Thermiekkolom en thermiekbel.....	80
9.1.2 De wind.....	82
9.2 Landschapsinvloeden.....	83
9.2.1 Hellingvliegen.....	83
<b>10 De motor .....</b>	<b>93</b>
10.1 Soorten motoren.....	93
10.1.1 Elektrische motor.....	93
10.1.2 Verbrandingsmotoren.....	93
10.1.2.1 Tweetaktmotor.....	93
10.1.2.1.1 werkingsprincipe.....	94
10.1.2.1.2 Verschillende soorten tweetaktmotoren.....	95
10.1.2.2 Viertaktmotor.....	96
10.1.2.2.1 Werkingsprincipe.....	96
10.1.2.2.2 Voor- en nadelen van viertaktmotoren.....	97
10.1.2.3 Gloeiplugmotor.....	97
10.1.3 Brandstof.....	98
10.2 Carburators.....	99
10.2.1 Welke carburator?.....	100
10.2.2 Brandstof/lucht verhouding.....	101

10.2.3	<i>Basisafstelling</i> .....	102
10.2.4	<i>Procedure</i> .....	104
10.2.4.1	<i>Procedure stationaire loop</i> .....	104
10.2.4.2	<i>Stationaire duurloop</i> .....	105
10.2.4.3	<i>Begin de startprocedure opnieuw</i> .....	105
10.3	<i>De gloeiplug</i> .....	106
10.3.1	<i>De werking</i> .....	106
10.3.1.1	<i>Wat gebeurt er in de motor?</i> .....	107
10.3.1.2	<i>Ontstekingstijdstip</i> .....	108
10.3.2	<i>Welke plug?</i> .....	109
10.3.2.1	<i>De plug in de praktijk</i> .....	110
10.3.2.2	<i>Pluggen voor kleine en grote motoren</i> .....	110
10.3.2.3	<i>Pluggenvreters</i> .....	110
10.3.2.4	<i>Voeding van de plug</i> .....	111
<b>11</b>	<b><i>De pitotbuis</i></b> .....	<b>112</b>
11.1	<i>Inleiding</i> .....	112
11.2	<i>De wet van Bernoulli</i> .....	112
11.3	<i>Afleiden van de snelheidsformule</i> .....	112
	<b><i>Logboek</i></b> .....	<b>116</b>
	<b><i>Bibliografie</i></b> .....	<b>118</b>

## Inleiding

Tijdens het maken van ons eindwerk hebben we ons vooral zitten afvragen welke techniek en wetenschap er eigenlijk achter het begrip “vliegen” schuilt. We kwamen tot de ontdekking dat bij (model)vliegtuigen de aërodynamica een zeer grote rol speelt, het toestel dient immers zo’n vorm te hebben dat het de lucht in kan met zo’n weinig mogelijk wrijving. Hierbij speelden gelijkvormigheid en de vleugels een grote rol. Een vliegtuig kan ook niet zomaar de lucht in. Bij zweefvliegtuigen maken we vooral gebruik van weers- en landschapsinvloeden, terwijl we bij radiogestuurde modellen eerder een propeller, aangedreven door een motor zullen gebruiken.

We zijn er van overtuigd dat we u een positieve bijdrage hebben kunnen leveren, bij het lezen van onze GIP.

# 1 Grondbegrippen

## 1.1 Soorten luchtvaartuigen

De term 'luchtvaartuig' omvat alle door de lucht gedragen vaartuigen (vervoersmiddelen). Deze omvangrijke groep wordt in twee hoofdklassen verdeeld:

1. lichter-dan-lucht-typen (aërostaten)
2. zwaarder-dan-lucht-typen (aërodynamen)

De eerste hoofdgroep, die de luchtvaartuigen omvat die hun vliegvermogen danken aan een hoeveelheid zeer licht gas, wordt weer in twee klassen verdeeld:

- a. bestuurbaar (luchtschepen)
- b. onbestuurbaar (ballonnen)

De tweede hoofdgroep, waarvan het vliegvermogen op een dynamische krachtenspel berust, is veel gevarieerder. Naar de landingsgestellen kunnen we onderscheiden:

- a. watervliegtuigen
- b. landvliegtuigen
- c. amfibievliegtuigen

Naar de aard van de draagvlakken:

- a. gevleugelde toestellen
- b. ongevleugelde toestellen (helikopter)

De gevleugelde typen kunnen weer verdeeld worden in:

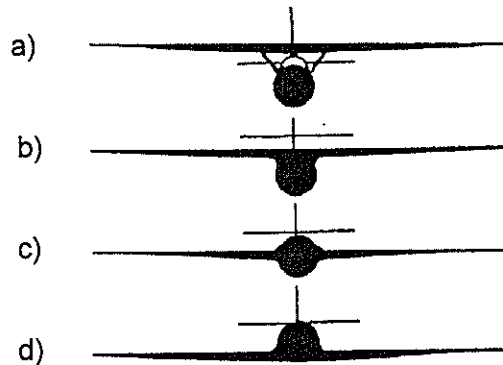
- a. zweefvliegtuigen
- b. motorvliegtuigen

De motorvliegtuigen kunnen weer verdeeld worden in:

- a. eendekkers
- b. dubbeldekkers
- c. driedekkers

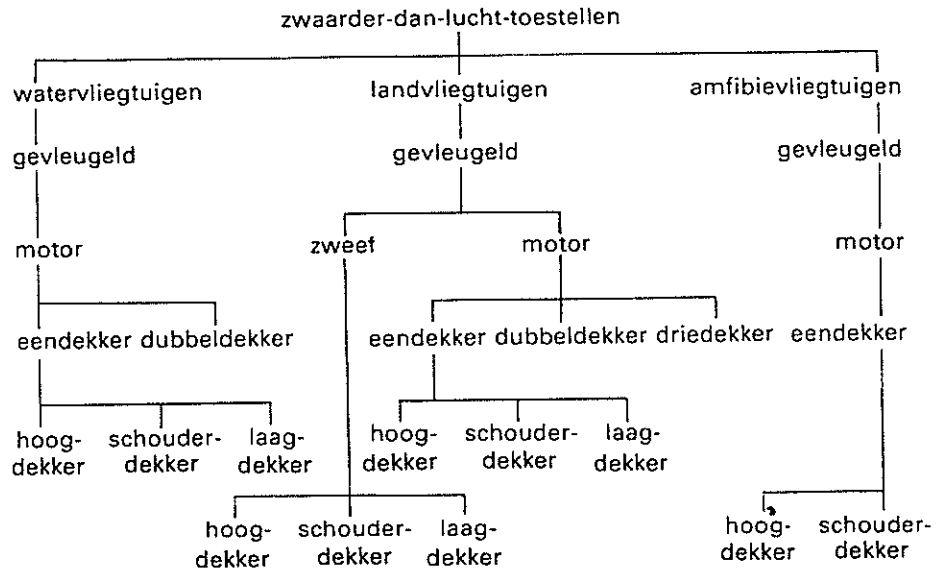
Bij de eendekkers kunnen we nog onderscheid maken in de positie van de vleugels, wat een verdeling levert in:

- a. hoogdekkers
- b. schouderdekkers
- c. middendekkers
- d. laagdekkers



Welke type modelvliegtuigen er zoal te bouwen zijn, is in het volgende overzicht in grote lijnen samengevat. Volledig is ook dit overzicht overigens niet. Zo is bijvoorbeeld het onderscheid in de vorm en plaats van de vleugel en besturingsvlakken buiten beschouwing gelaten (waardoor de deltatypen, eenden, toestellen met een V-, of T-staart niet apart vermeld zijn), terwijl ook een indeling aan de hand van de soort aandrijving ontbreekt. Op de grond van dit laatste kenmerk kunnen we de hedendaagse aangedreven modellen onderscheiden in typen met:

- a. verbrandingsmotor (zuiger-, straal- of raketmotor)
- b. rubbermotor
- c. elektromotor



## 1.2 Soorten en klassen modelvliegtuigen

Modelvliegtuigen worden verdeeld in een aantal klassen. Een zeer fundamentele verdeling van de modelvliegtuigen is die in:

1. vrije-vluchtmodellen
2. lijnbesturingsmodellen
3. radiomodellen, correcter uitgedrukt modellen voor afstandsbesturing

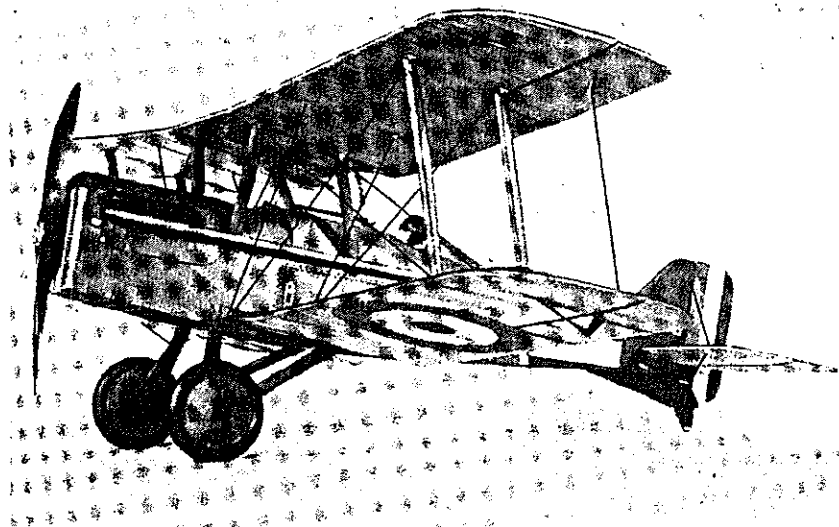
Kenmerkend voor de vrije-vluchtmodellen is dat er na de start geen enkele verbinding mee met het toestel is, dus geen lijn en ook geen radiocontact. We onderscheiden in deze groep:

- a. werpmodellen
- b. zweefmodellen
- c. rubbermodellen

Wij gaan ons bezighouden met de RB-modelvliegtuigen. Door de snelle ontwikkeling die de afstandsbesturing heeft doorgemaakt, beschikken we tegenwoordig over zeer goede en betrouwbare radiobesturingszenders, -ontvangers en servomotoren (kleine motoren die aan de hand van de ontvangen signalen de roeren en andere organen van het model bedienen). De RB-modellen kunnen we op de volgende manieren indelen.

Naar het doel waarvoor ze gebouwd zijn en gebruikt worden:

- a. trainers
- b. pylonracers
- c. kunstvluchtmodellen
- d. schaal- en semi-schaalmodellen
- e. sportmodellen
- d. speedmodellen



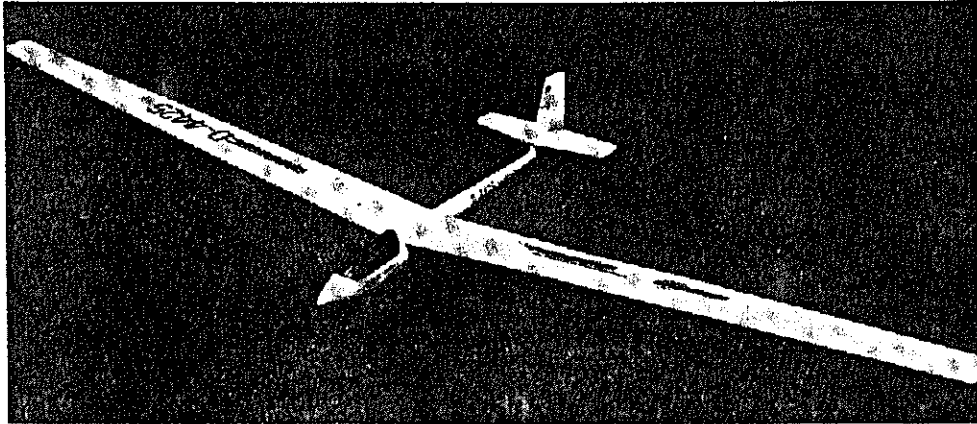
schaalmodel

Naar de aandrijving:

- a. zweefmodellen
- b. zweefmodellen met hulpmotor
- c. motormodellen met verbrandingsmotor
- d. motormodellen met elektromotor

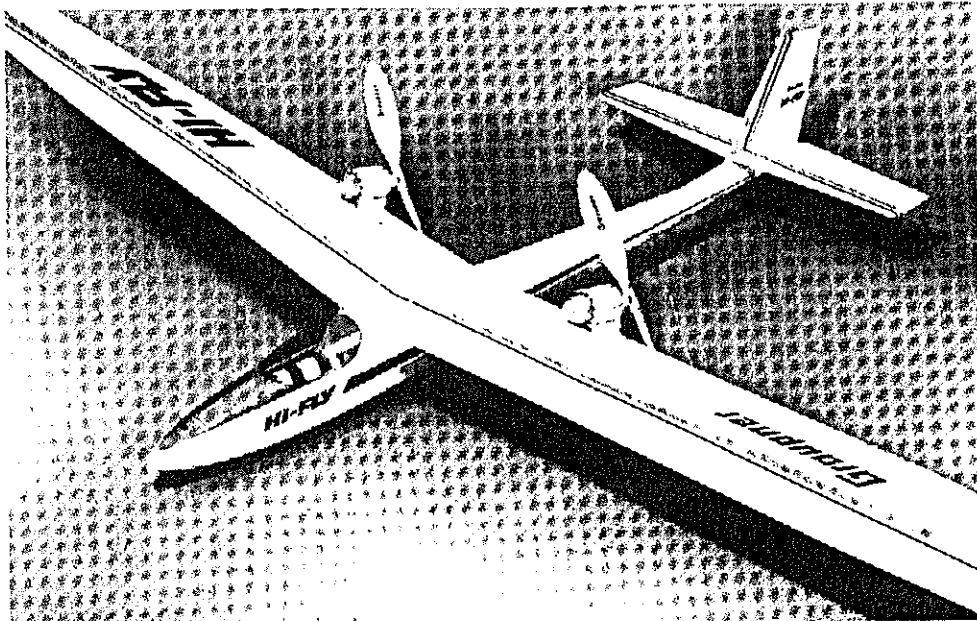
Wat uiterlijk en onderstel betreft, is de reeds gemaakte indeling ook op RB-modellen van toepassing

a.



zweefmodel

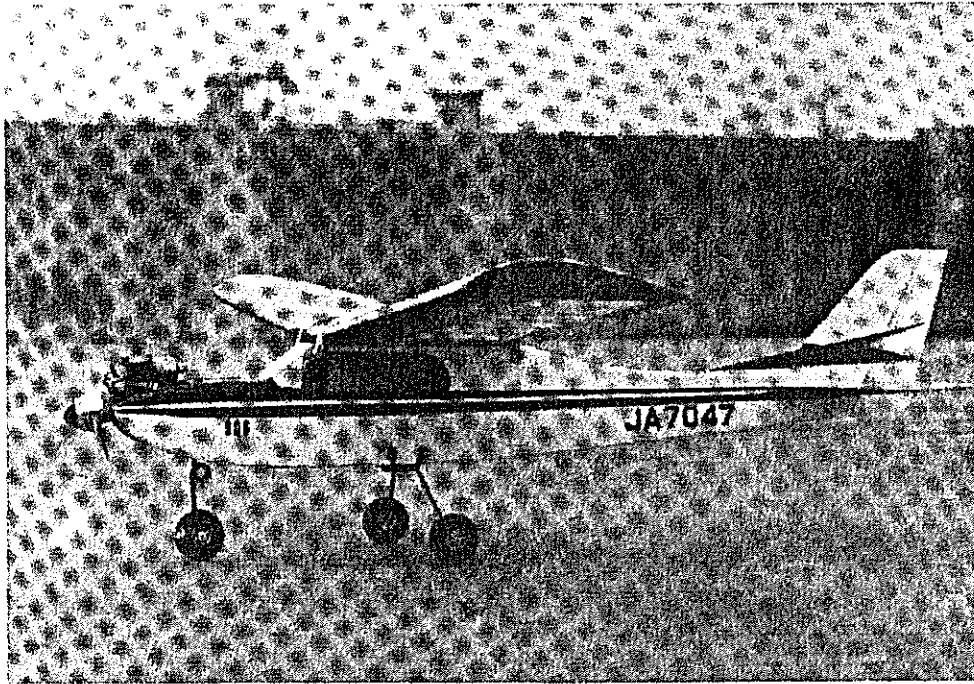
b.



zweefmodel met elektrische hulpmotoren

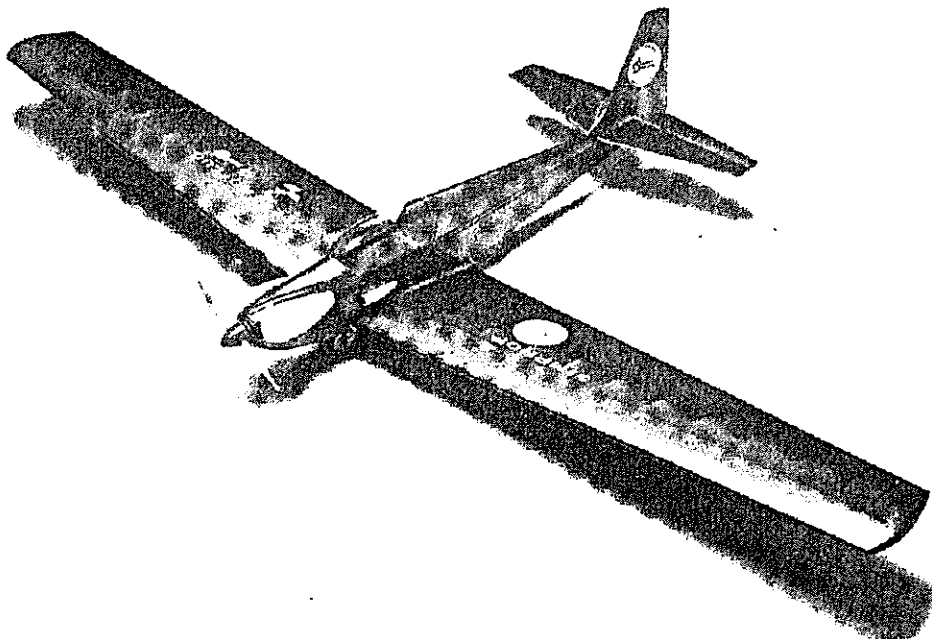
c.





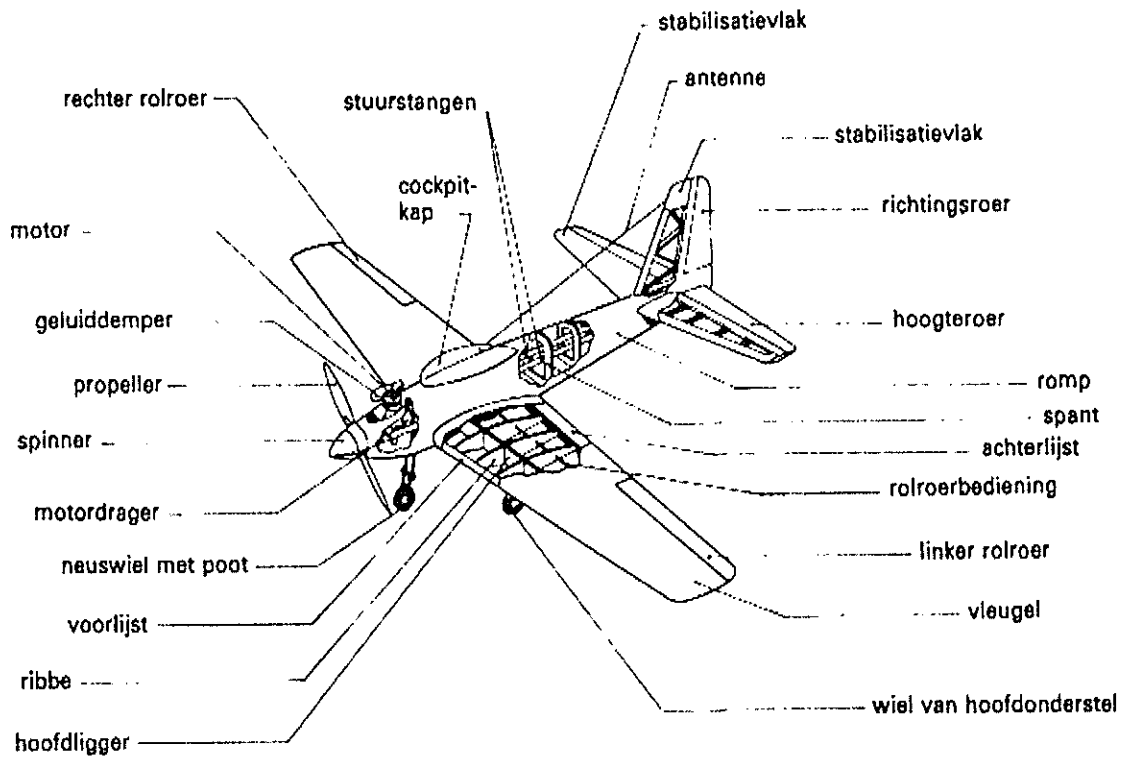
motormodel (verbrandingsmotor)

d.



motormodel met elektromotor

### 1.3 De belangrijkste onderdelen van een vliegtuig



de namen van de onderdelen van een vliegtuig

## 2 Aërodynamica

In deze tekst wordt het tipje van de sluier over aërodynamica opgelicht. Aërodynamica is een woord dat uit het Grieks stamt. Het bevat de begrippen lucht en kracht. Aërodynamica is dan ook de leer van de luchtkrachten. Lucht is een gasmengsel van 21 % zuurstof, 78 % stikstof en 1% overige gassen zoals koolzuurgassen, helium, argon en neon.

De lucht levert pas krachten op een object als ze langs het object stroomt (afgezien van de luchtdruk). Dit komt doordat lucht een zekere stroperigheid of viscositeit heeft (De viscositeit is demate van vloeibaarheid van een vloeistof. De viscositeit is de weerstand tegen stroming van de vloeistof. Deze weerstand ontstaat door uitwendige wrijving (vloeistof, wand), maar ook door inwendige wrijving (de vloeistofdeeltjes wrijven over elkaar.). Hierdoor blijft de lucht ter plaatse van het object als het ware plakken aan het object. Dit blijven plakken levert luchtweerstand op. (Deze weerstand wordt in grote mate bepaalt door de stroomsnelheid. De weerstand zal dus in grote mate afhankelijk zijn van de soort stroming, laminair of turbulent.

1. Laminaire stroming: Treedt op bij een vloeistof (of een ander stromend medium) met een bepaalde dichtheid en viscositeit die door een buis beweegt, stroomt bij een niet te hoge snelheid op zeer regelmatige manier. Alle vloeistofdeeltjes bewegen zich dan in dezelfde richting als de vloeistof in haar geheel. De snelheid neemt op regelmatige wijze toe met toenemende afstand tot de wand, omdat de wrijving nabij de wand het grootst is. Dat is de laminaire stroming.

2. Turbulente stroming: Bij grotere snelheid wordt de stroming woeliger. Er ontstaan wervelingen waarin aanvankelijk nog een zekere regelmaat kan optreden, maar die ten slotte compleet chaotisch worden. In een dergelijke turbulente stroming is de snelheid op elke plaats verschillend, niet alleen in grootte maar ook in richting. Het stroompatroon is volledig onregelmatig geworden.

De aërodynamica kan op 2 wijzen worden ingedeeld:

1. De experimentele aërodynamica, die tot doel heeft de waarneming en de meting van stromingen van lucht en andere gassen. Vele praktische stromingsvraagstukken kunnen niet of slechts bij benadering door de theoretische aërodynamica worden opgelost, in het bijzonder stromingsvraagstukken waarin de viscositeit van de lucht een belangrijke rol speelt. Voor technische toepassingen is het daarom veelal noodzakelijk om experimenten uit te voeren. Hiertoe worden vaak stromingen langs kunstmatige weg opgewekt met behulp van windtunnels, schokbuizen, waarin modellen van de te onderzoeken objecten (bijvoorbeeld een modelvliegtuig of vleugel) worden geplaatst. Met hulpmiddelen zoals rook en optische apparatuur kan de stroming zichtbaar worden gemaakt, terwijl met meet - en

weeginstrumenten de drukken, snelheden, temperaturen, krachten etc, in de stroming en aan het daarin opgestelde lichaam worden gemeten.

In een windtunnel zal dus een luchtstroom opwekt worden die we relatieve wind zullen noemen. De relatieve wind is de lucht die naar het profiel (zie hoofdstuk 3.2.1) toestroomt.

De lucht die naar het profiel toestroomt dan het gevolg zijn van:

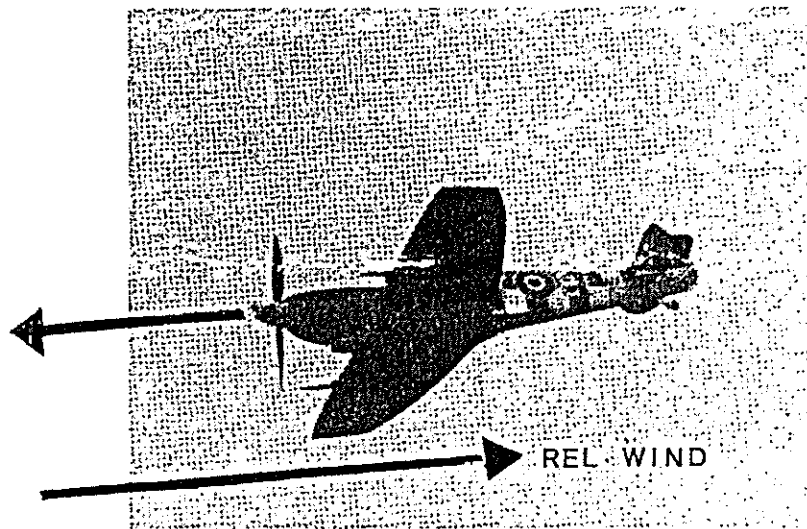
- 1) De beweging van lucht over een stilstaand voorwerp.

Dit systeem wordt gebruikt in windtunnels waar de luchtstroom opgewekt wordt om vleugels en vliegtuigmodellen te testen op hun aërodynamische kwaliteiten.

- 2) De beweging van een voorwerp in stilstaande lucht.

Als een vliegtuig de lucht doorklieft, dan is de grootte van de relatieve wind gelijk aan de snelheid van het toestel zelf.

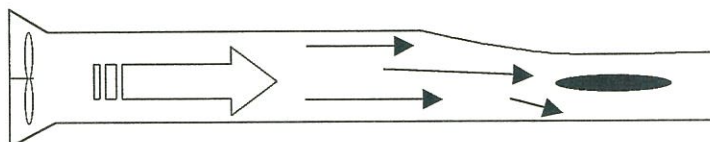
De zin van de relatieve wind is echter tegengesteld aan de bewegingsrichting van het vliegtuig.



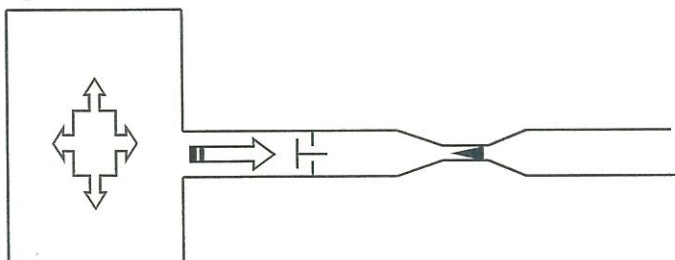
Een windtunnel is een buisvormig voorwerp dat aan de ene kant een constante luchtstroom opgewekt. In deze "buis" plaatst men een vleugel met een welbepaald profiel (zie hoofdstuk "de vleugels"). Wanneer men de rook laat stromen kan men zien wat er met de luchtstroom gebeurt. Via metingen kunnen we dan bepalen wat de snelheid of de druk op een bepaalde plaats op het profiel is.



Links een windtunnel. Het linkse en meest naar achteren gelegen gedeelte is een vliegtuigmotor die een sterke luchtstroom opwekt. In de vernauwing bevindt zich het proefstuk.



In een windtunnel is de luchtstroom opgewekt door middel van een “ventilator” nagenoeg constant. Het is echter praktisch gezien onmogelijk om met een ventilator luchtsnelheden groter dan de geluidssnelheid te halen. Daartoe zou er een te grote druk nodig zijn. Om dit probleem op te lossen maakt men gebruik van een schoktunnel. Deze bevat een bepaalde hoeveelheid gas die in een reservoir zit opgesloten waarbij men de druk in dit reservoir hoog kan opvoeren. Als we de druk hoog genoeg opvoeren kunnen we een plotselinge luchtstroom opwekken, die groter is dan de geluidssnelheid. In dit reservoir is een buis verbonden waardoor de luchtstroom moet stromen. In deze buis is een plaatje gemonteerd dat bij een te hoge druk gaat breken. Als het gebroken is kan het gas in het reservoir naar het proefstuk toe stromen.



Het proefstuk bevindt zich in een vernauwing, waardoor het gas rond het proefstuk nog sneller zal stromen (zie figuur).

We kunnen deze stroming zichtbaar maken met behulp van rook, om te zien hoe ze zich gedraagt in de omgeving van het proefstuk.

2. De theoretische aërodynamica, waarin de wetten worden onderzocht die de stroming beheersen en theorieën worden ontwikkeld om stromingen te voorspellen.

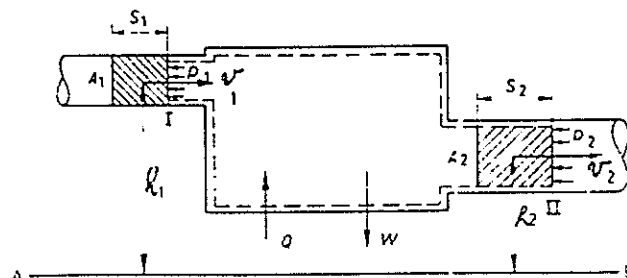
Gebruik wordt gemaakt van vereenvoudigende veronderstellingen, die het mogelijk maken bepaalde stromingswetten te formuleren en de eigenschappen van stromingen door de berekening te bepalen. Om de aërodynamische werking verder te verklaren gaan we in de meeste gevallen gebruik maken van de vergelijking voor open systemen.

## 2.1 Energievergelijking voor open systemen

We beperken ons daarbij tot een stationaire stroming, dit is een stroming waarbij:

1. De massa die per tijdseenheid door een doorsnede stroomt constant is. (=continue stroming)
2. De toestand van het medium (druk, temperatuur, volume, grootte en richting van de snelheid van het gas) in een willekeurig punt van het systeem constant is.  
Elk massadeeltje passeert telkens een andere doorsnede, zodat het tijdens de stroming wel een toestandsverandering zal ondergaan.
3. De overgedragen hoeveelheid arbeid en warmte per tijdseenheid constant is.

We beschouwen een open systeem met toe- en afvoerleidingen volgens de figuur.



We stellen een energie balans op voor het systeem binnen de gestippelde begrenzing. Stroomt per tijdseenheid een massa  $m$  (het gearceerde element) bij I binnen dan zal eenzelfde hoeveelheid bij II het systeem weer verlaten. Daar de totale energiehoeveelheid die in het systeem aanwezig is constant is, moet in dit tijdsbestek: energietoevoer = energieafvoer

De toegevoegde energie is te splitsen in:

1. De inwendige energie =  $U_1$
2. De energie nodig om de massa  $m$  bij I te laten binnenstromen tegen de druk  $p_1$  in. De tegenwerkende kracht op het element is  $p_1 A_1$ , de

verrichte arbeid  $p_1 A_1 s_1$ . Nu is  $A_1 s_1 = V_1$ , zodat de op het open systeem verrichte arbeid gelijk is aan  $p_1 V_1$ .

3. De kinetische energie  $E_k$  van dit element.  $E_{k1} = \frac{1}{2} m v_1^2$
4. De potentiële energie  $E_p$  t.o.v. een gekozen niveau A-B. Is  $h_1$  de hoogte boven dit niveau dan is  $E_{p1} = m g h_1$

Van de afgevoerde energie bij II kan men een dergelijke verdeling maken waarbij de symbolen van de index 2 worden voorzien. De term  $p_2 V_2$  is nu de arbeid die door het systeem moet worden geleverd om het element bij II tegen de druk  $p_2$  in, over de afstand  $s_2$  te verplaatsen en zo naar de omgeving te voeren.

Wordt verder aangenomen dat het systeem een arbeidshoeveelheid  $W$  aan de omgeving levert, terwijl een warmtehoeveelheid  $Q$  aan het systeem wordt toegevoerd, dan komt men tot volgende resultaat:

Toegevoerde energie :  $Q + U_1 + p_1 V_1 + E_{k1} + E_{p1}$

Afgevoerde energie :  $U_2 + p_2 V_2 + E_{k2} + W$

Deze hoeveelheden moeten aan elkaar gelijk zijn, zodat:

$$Q + U_1 + p_1 V_1 + E_{k1} + E_{p1} = U_2 + p_2 V_2 + E_{k2} + E_{p2} + W$$

$$U_1 + p_1 V_1 + E_{k1} + E_{p1} + Q = U_2 + p_2 V_2 + E_{k2} + E_{p2} + W$$

$$\text{met : } U_1 + p_1 V_1 = H_1$$

$$U_2 + p_2 V_2 = H_2$$

$$(H_2 - H_1) + (E_{k2} - E_{k1}) + (E_{p2} - E_{p1}) + W = Q$$

$$\Delta H + \Delta E_k + \Delta E_p + W = Q$$

Voor open systemen geldt:  $Q = \Delta H + \Delta E_k + \Delta E_p + W$

In het eenvoudigste geval wordt de middenstof bovendien onsamendrukbaar en niet-viskeus (dwz zonder inwendige wrijving) verondersteld, zolang de snelheid van de middenstof kleiner is dan de geluidssnelheid.

### 2.1.1 Toepassing

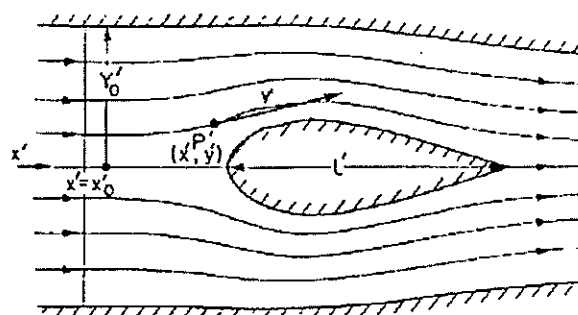
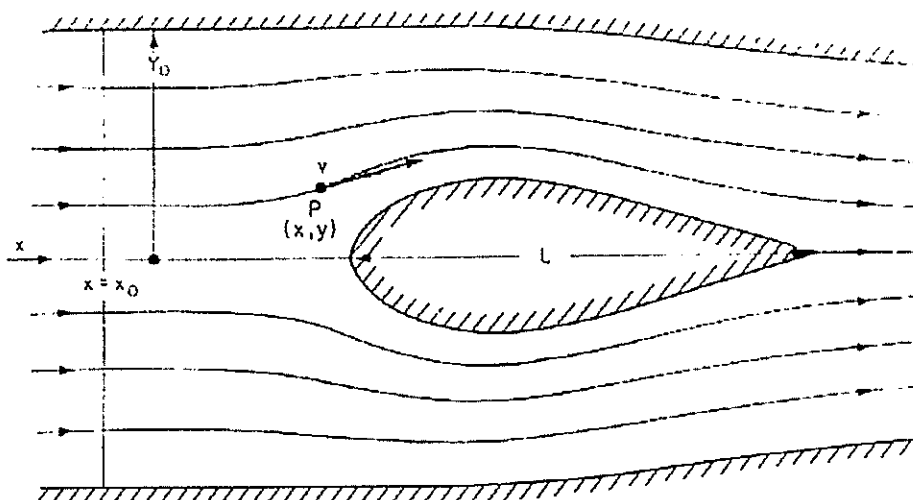
In de luchtvaart-aërodynamica wordt het gedrag van vleugels, rompen etc (draagkracht, weerstand, momenten) bestudeerd, alsmede het gedrag van de voortstuwingsmiddelen (luchtschroeven, straalmotoren).

## 2.2 Gelijkvormigheid

Omdat sommige windtunnels niet groter zijn dan een meter is het dus onmogelijk om een vliegtuig in een windtunnel te plaatsen. Het is trouwens ook niet logisch om het vliegtuig eerst te bouwen en dan te testen. Het is veel gemakkelijker om een profiel op schaal te maken en dat in een windtunnel te plaatsen. Maar vooraleer men dit mag doen moet men eerst enkele berekeningen uitvoeren. Het voornaamste is dat bij deze 2 profielen de Reynolds-getallen (zie uitwerking) dezelfde waarden hebben. Ook al is de viscositeit van de lucht die in de windtunnel opwekt wordt verschillend van de werkelijke viscositeit.

We kunnen dit bewijzen met de formule van dynamische gelijkvormigheid.

In de volgende punten zullen we de stroming van lucht rond aërodynamische profielen waarvan het profiel met lengte  $l'$  (zie onderstaande figuur) een verkleining is van het profiel met lengte  $l$  bestuderen. In beide figuren wordt verondersteld dat de stroming permanent en twee-dimensioneel is (d.w.z. in het vlak van de tekening plaats vindt). Verder wordt aangenomen dat de lucht voldoet aan de wet van het behoud der massa, m.a.w. dat er nergens lekken zijn.

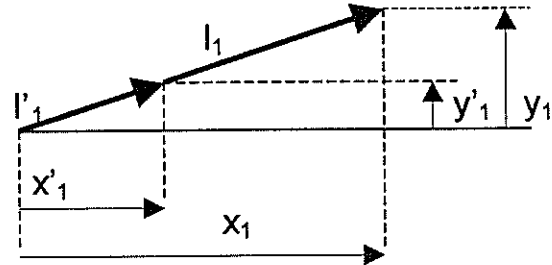




### 1) Meetkundige gelijkvormigheid

Indien twee stroomlijnen gelijkvormig zijn, d.w.z. dezelfde vorm hebben, dan stemt met ieder willekeurig punt P (x,y) op de eerste een punt P' (x',y') op de tweede overeen, zodanig dat

$$\frac{x'}{x} = \frac{y'}{y} = \text{cte} = \alpha \text{ (lengteschaal)}$$



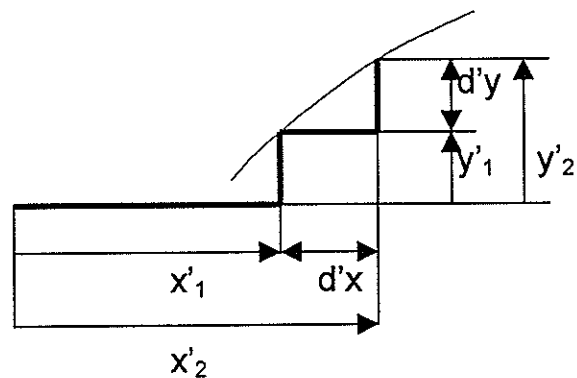
$$\alpha = \frac{l'}{l}$$

Besluit 1: Twee tweedimensionale stromingspatronen zijn meetkundig gelijkvormig als met ieder punt (x,y) op een stroomlijn in het eerste patroon een punt (x',y') op de overeenkomstige stroomlijn in het tweede patroon overeenstemt, zodanig dat

$$\frac{x'}{x} = \frac{y'}{y}$$

Nu is de omtrek van het profiel bij definitie ook een stroomlijn, voorgaande formulering is er dus ook op toepasbaar.

$$\frac{dx'}{dx} = \frac{dy'}{dy}$$



$$\frac{x'_1}{x_1} = \alpha \quad \frac{y'_1}{y_1} = \alpha$$

$$dy' = y'_2 - y'_1$$

$$dx' = x'_2 - x'_1$$

$$\frac{x'_2}{x_2} = \alpha \quad \frac{y'_2}{y_2} = \alpha$$

$$\frac{dy'}{dy} = ?$$

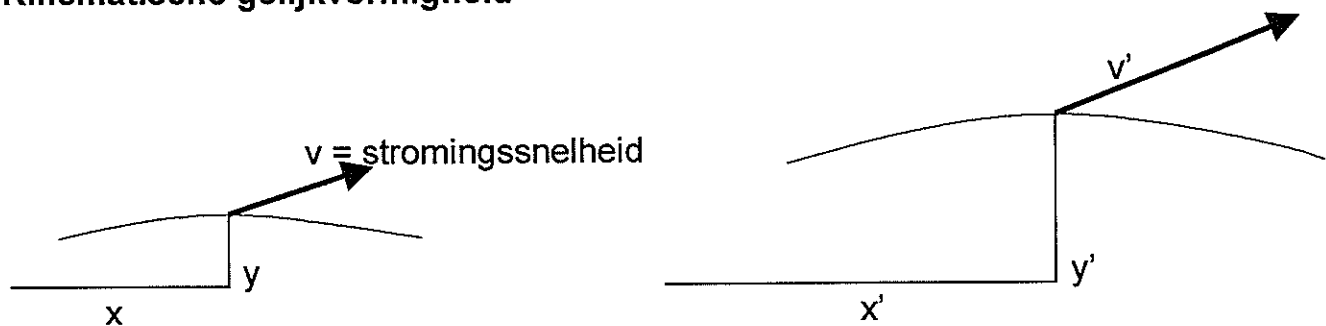
$$\frac{dy'}{dy} = \frac{y'_2 - y'_1}{y_2 - y_1} = \frac{\alpha y_2 - \alpha y_1}{y_2 - y_1} = \frac{\alpha(y_2 - y_1)}{y_2 - y_1}$$

$$\frac{dy'}{dy} = \alpha \quad \text{dus ook} \quad \frac{dx'}{dx} = \alpha$$

$$\frac{dy'}{dy} = \frac{dx'}{dx} \longrightarrow \frac{dy'}{dx'} = \frac{dy}{dx}$$

Besluit 2: Dit betekent dat de raaklijnen aan twee overeenkomstige stroomlijnen in twee overeenkomstige punten dezelfde richtingscoëfficiënt hebben, m.a.w. evenwijdig lopen.

## 2) Kinematische gelijkvormigheid



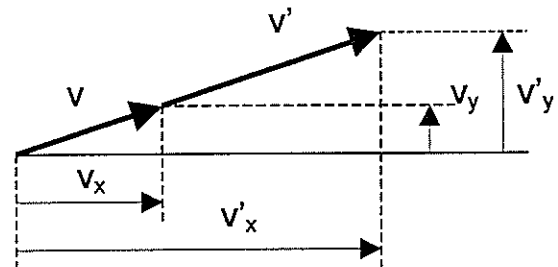
$$\frac{x'}{x} = \frac{y'}{y} \quad (\text{meetkundige gelijkvormigheid})$$

Kinematische gelijkvormigheid als  
 $v = v'$  en evenwijdig

$$\frac{v'}{v} = \text{cte} = \beta$$

Uit de evenwijdigheid volgt:

$$\frac{v'_x}{v_x} = \frac{v'_y}{v_y} = \beta$$

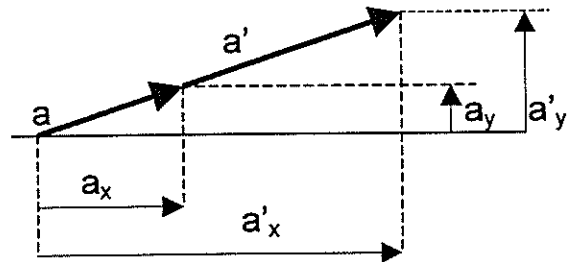


dus ook (zie vroeger)

$$\frac{dv'_x}{dv_x} = \frac{dv'_y}{dv_y} \Rightarrow \text{wiskundige uitwerking}$$

Besluit  $\frac{a'_x}{a_x} = \frac{\beta^2}{\alpha}$  en  $\frac{a'_y}{a_y} = \frac{\beta^2}{\alpha}$

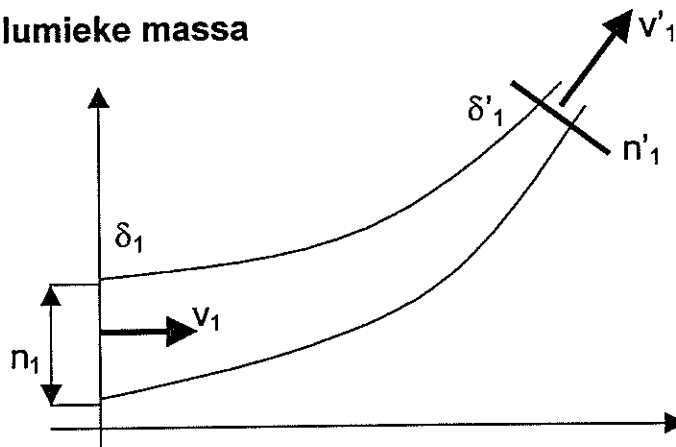
$$\frac{a'}{a} = \frac{\beta^2}{\alpha}$$



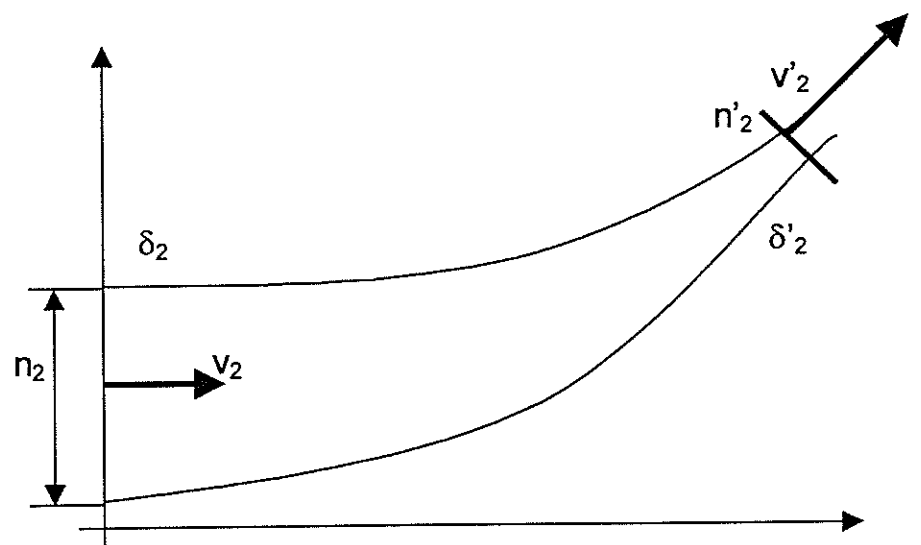
Besluit 3: In kinematisch gelijkvormige, permanente, tweedimensionale stromingen zijn de versnellingsvectoren  $a$  en  $a'$  behorend bij overeenkomstige punten  $(x,y)$  en  $(x',y')$  evenwijdig, en de verhouding van hun grootten is constant.

3) Gelijkvormigheid in volumieke massa

Stroombuis B



gelijkvormige buis B' met kinematische gelijkvormigheid



$$dF = dV \times \delta \times a$$

In gelijkvormige stroming:

$$dF' = dV' \times \delta' \times a'$$

de krachtverhouding wordt dus

$$\frac{dF'}{dF} = \frac{dV'}{dV} \times \frac{\delta'}{\delta} \times \frac{a'}{a} = \alpha^3 \times \gamma \times \frac{\beta^2}{\alpha}$$

$$\frac{dF'}{dF} = \alpha^2 \times \beta^2 \times \gamma$$

Passen we nu dit toe op de schuifkrachten die in het stromend fluïdum optreden ten gevolge van zijn viscositeit.

- De schuifspanning tussen twee evenwijdige fluïdumlagen op een afstand  $dn$  van elkaar is:

$$\tau = \mu \times \frac{dv}{dn}$$



$\mu$  = dynamische viscositeit

$\frac{dv}{dn}$  = snelheidsgradiënt

Passen we deze nu toe op een buis B:

$$\tau = \mu \times \frac{dv}{dn}$$

Passen we deze nu toe op een buis B':

$$\tau' = \mu' \times \frac{d'v}{d'n}$$

Verhouding tussen B en B':

$$\frac{\tau'}{\tau} = \frac{\mu' \times \frac{d'v}{d'n}}{\mu \times \frac{dv}{dn}} = \frac{\mu'}{\mu} \times \frac{d'v}{dv} \times \frac{dn}{d'n} \quad \text{met } \frac{\mu'}{\mu} = \lambda, \frac{d'v}{dv} = \beta \text{ en } \frac{dn}{d'n} = \frac{1}{\alpha}$$

$$\frac{\tau'}{\tau} = \lambda \times \frac{\beta}{\alpha}$$

- De schuifkrachten aangrijpend op overeenkomstige elementaire oppervlakken  $dA$  en  $d'A$  hebben als grootten:

Passen we deze nu toe op een buis B:

$$dK_s = \tau \times dA$$

Passen we deze nu toe op een buis B':

$$dK'_s = \tau \times dA'$$

Verhouding tussen buis B en B':

$$\frac{dK'_s}{dK_s} = \frac{\tau' \times dA'}{\tau \times dA} = \lambda \times \frac{\beta}{\alpha} \times \alpha^2$$

$$\frac{dK'_s}{dK_s} = \lambda \times \alpha \times \beta$$

met:  $\frac{dK'_s}{dK_s} = \frac{dF'}{dF}$

$$\lambda = \alpha \times \beta \times \gamma$$

Maar nu staat  $\lambda$  voor  $\frac{\mu'}{\mu}$   $\beta$  voor  $\frac{v'}{v}$

$\alpha$  voor  $\frac{l'}{l}$   $\gamma$  voor  $\frac{\delta'}{\delta}$

$$\frac{\mu'}{\mu} = \frac{l'}{l} \times \frac{v'}{v} \times \frac{\delta'}{\delta}$$

$$\frac{l \times v \times \delta}{\mu} = \frac{l' \times v' \times \delta'}{\mu'}$$

Nu is  $\frac{l \times v \times \delta}{\mu}$  per definitie het Reynolds-getal

$$Re = Re'$$

Besluit 5: In twee dynamisch gelijkvormige stromingen zijn de Reynolds-getallen gelijk.

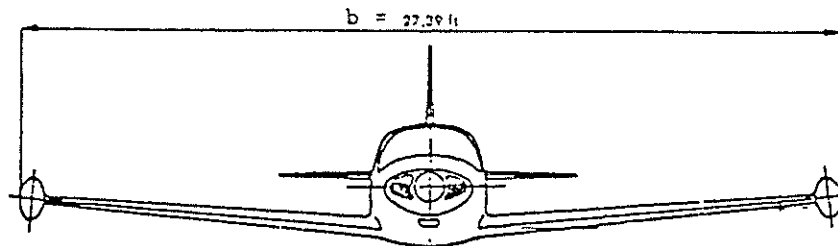
### 3 De vleugels

#### 3.1 Kenmerken van een vleugel en profiel.

##### 3.1.1 Kenmerken van een vleugel.

###### 1) Spanwijdte

De spanwijdte is de afstand gemeten tussen de vleugeltippen en wordt uitgedrukt in voet of meter.



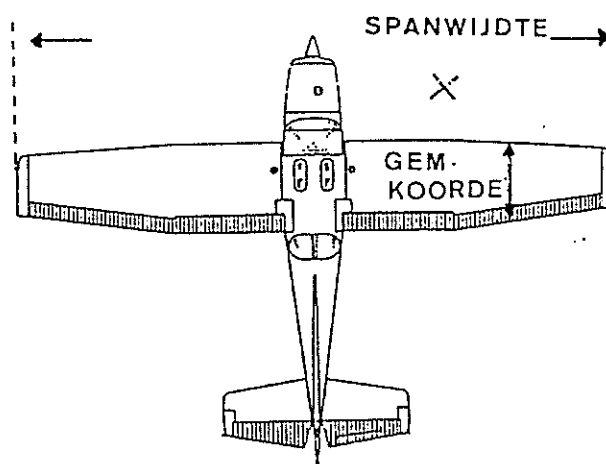
###### 2) Koorde en gemiddelde koorde

De koorde is de afstand gemeten tussen de voorkant en de achterkant van de vleugel. Een vleugel is echter meestal niet perfect rechthoekig zodat er gewerkt wordt met de gemiddelde koorde.

###### 3) Vleugeloppervlakte

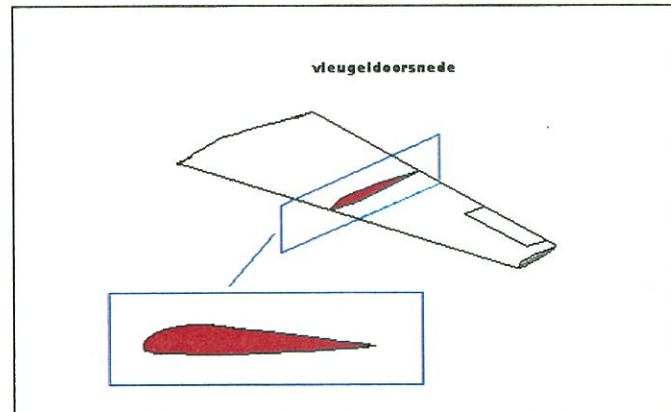
De vleugeloppervlakte is de totale oppervlakte van de vleugel en wordt als volgt berekend:

$$\text{Oppervlakte} = \text{spanwijdte} \times \text{gemiddelde koorde}$$



### 3.1.2 Kenmerken van een vleugelprofiel.

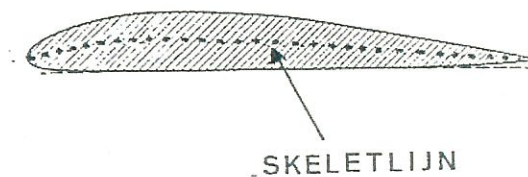
Indien men evenwijdig met de romp door de vleugel zou snijden, dan kan men een bepaalde vorm waarnemen. Deze specifieke vorm wordt een vleugelprofiel genoemd.



#### 3.1.2.1 Merkwaardige lijnen op een profiel.

##### 1) Skeletlijn

De skeletlijn is een lijn die even ver verwijderd is van de onderkant als de bovenkant van het profiel.



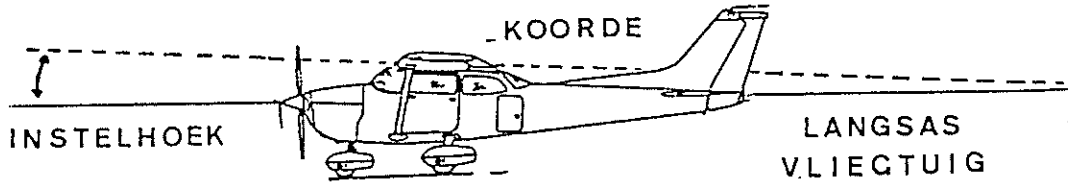
##### 2) Vleugelkoorde

De vleugelkoorde is een rechte die de voorkant en de achterkant van het profiel verbindt.



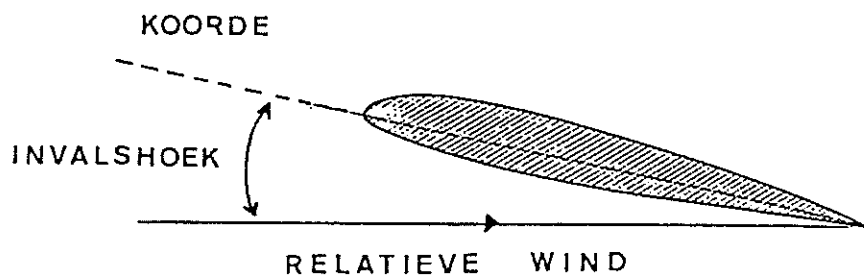
### 3) Instelhoek

De hoek die men kan waarnemen tussen de koorde van het profiel en de langsas van het vliegtuig noemt men de instelhoek.



### 4) De invalshoek

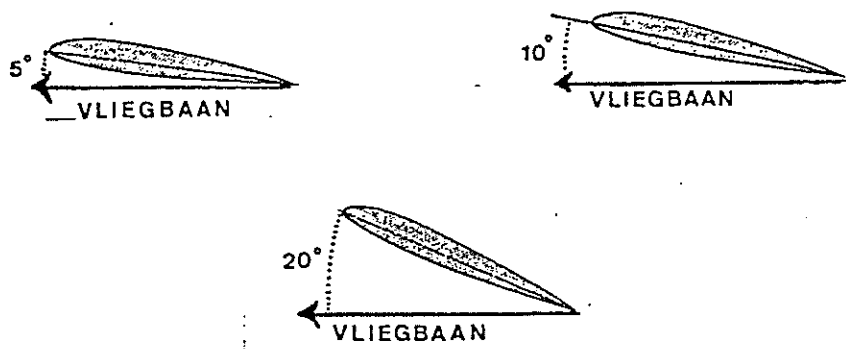
De invalshoek is de hoek tussen de koorde van het profiel en de relatieve wind.



Bij een vliegtuig in vlucht hangt de invalshoek af van de stand van het toestel en het gevolgde traject.

### 5) Stand:

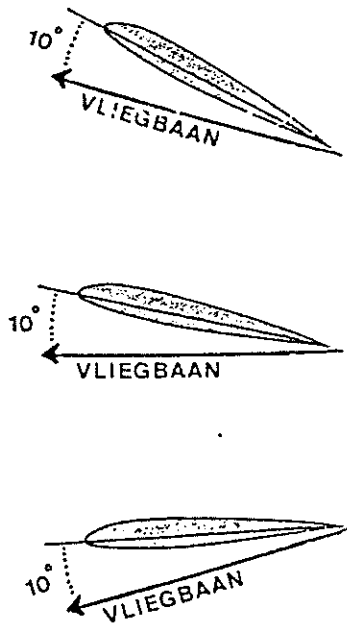
Een vliegtuig kan horizontaal vliegen aan verschillende invalshoeken.





### 6)Traject:

Een vliegtuig dan met dezelfde invalshoek klimmen, dalen of horizontaal vliegen.



## 3.2 Studie van de vleugels

Allereerst stellen we ons de vraag waarom vliegtuigen door de lucht bewegen en niet als een baksteen naar de aarde vallen. Het is duidelijk dat de vleugels het grootste deel van deze taak op zich nemen. Wanneer we een vleugel van een vliegtuig bekijken, dan zal het opvallen dat deze een bepaalde vorm heeft. We spreken bij een vliegtuigvleugel van een profiel. Wanneer de voorzijde van een vleugel aan een zekere luchtstroom wordt blootgesteld is er een bepaald profiel nodig om het vliegtuig de nodig opwaartse druk (= lift) te geven. Er zijn 2 hoofdredenen die verklaren waarom er lift optreedt in de vleugels. De eerste is te verklaren met de wet van Bernouilli. De tweede is te verklaren door het feit dat de luchtdeeltjes zich verzamelen onder de glooiing van de vleugels.

### 3.2.1 Wet van Bernouilli:

We kunnen de vleugels in volle vlucht beschouwen als een open systeem, zodat we de lift kunnen verklaren met de wet van Bernouilli.

Dit is de wet van behoud van energie toegepast op een stationaire, wrijvingsloze stroming in een luchtkanaal.

Hierbij is  $Q = 0$ ,  $W = 0$  en  $\Delta U = 0$  (Zie hoofdstuk aërodynamica)

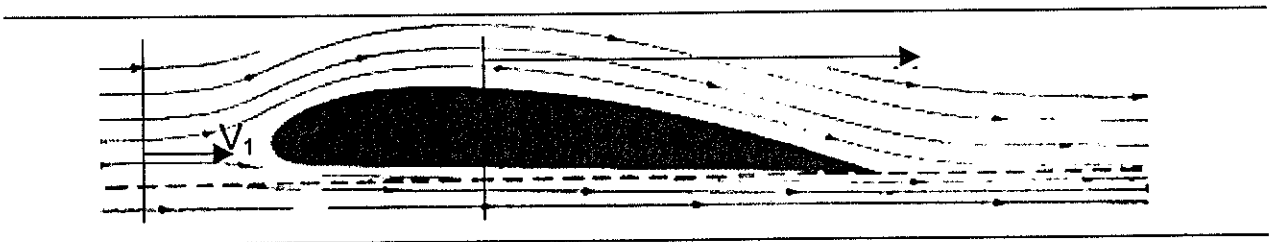
Uit de energievergelijking voor een open systeem volgt:

$$Q = \Delta H + \Delta E_k + \Delta E_p + W$$

$$\text{met } U = \text{cte}, Q = 0, W = 0$$

$$\text{dus: } \Delta pV + \Delta E_k + \Delta E_p = 0$$

$$pV + \frac{mv^2}{2} + mgh = \text{cte}$$



Als er bij een vleugel een bepaalde kromming is, dan kan men aan de hand van de wet van Bernouilli bewijzen dat er al dan niet een lift optreedt. Als men een vleugeldoorsnede neemt en men laat zoals in een windtunnel de lucht naar de vleugel toe stromen, dan zal de lucht zich volgens een rechtlijnige beweging voortbewegen. Als de lucht op de vleugel botst dan zal de lucht zich moeten verplaatsen langs het profiel. De lucht die de kromming volgt zal dus sneller moeten stromen ( $v_2$ ) dan de lucht die rechtlijnig stroomt ( $v_1$ ), waarna deze gelijktijdig aankomen (op het einde van de vleugel).

De factor  $mgh$  is verwaarloosbaar, het hoogteverschil is nihil.

$$pV + \frac{mv^2}{2} = \text{cte}$$

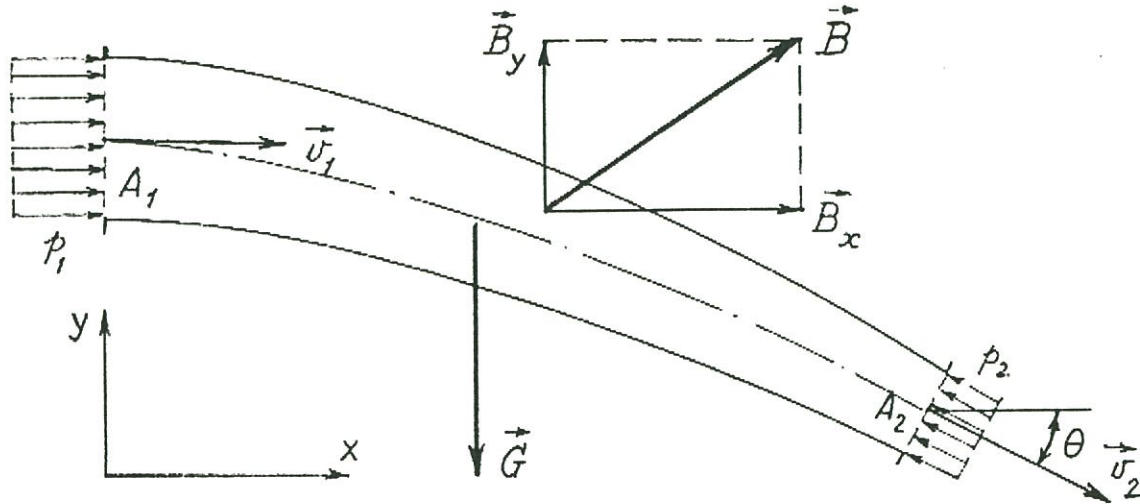
Als  $v$  groter wordt moet  $pV$  kleiner worden. Dus wanneer  $V$  een constante waarde heeft (=de hoeveelheid lucht die moet verplaatst worden) moet  $p$  dus een kleinere waarde aannemen. Er zal dus een onderdruk optreden.

$$p_2V + \frac{mv^2}{2} = \text{cte} \quad \text{met } v_1 < v_2$$

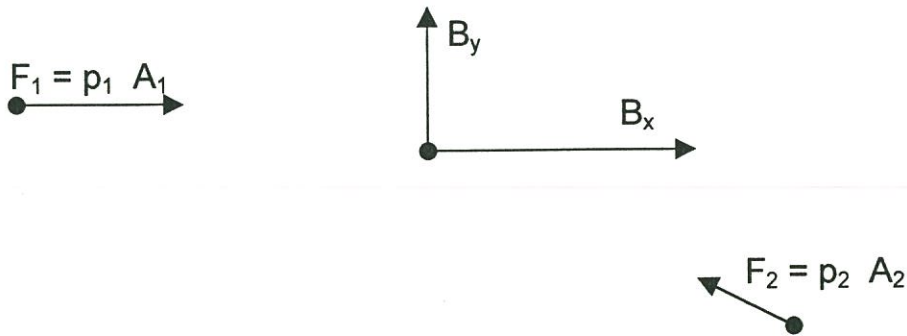
Dus de term  $\frac{mv^2}{2}$  zal groter worden dus zal  $p_2V$  kleiner worden.  
met  $V = \text{cte}$

Dus zal  $p_2$  moeten afnemen.

### 3.2.2 De kracht uitgeoefend door een stromend fluidum op gebogen kanalen.



$B_y$  en  $B_x$  zijn de krachten door fluidum op kanaal.



- \* krachtstoot  $I = F \times \Delta t$
- \* hoeveelheid beweging  $p = m \times v$

De verandering van hoeveelheid beweging = impuls

$$I = \Delta p$$

$$F \times \Delta t = m \times v_2 - m \times v_1$$

$$F \times \Delta t = m (v_2 - v_1)$$

$$F = \frac{m}{\Delta t} (v_2 - v_1)$$

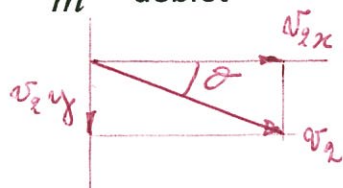
$$F_x = \dot{m} (v_{2x} - v_{1x})$$

$$F_y = \dot{m} (v_{2y} - v_{1y})$$

met

met  $\frac{m}{\Delta t} = \dot{m}$        $\dot{m} = \text{debiet}$

$v_{2x} = v_2 \cos \theta$   
 $v_{2y} = v_2 \sin \theta$   
 $v_{1x} = v_1$   
 $v_{1y} = 0$



$$\text{Dus } R_x = \sum F_x \rightarrow p_1 A_1 + B_x - p_2 A_2 \cos \theta = \dot{m} (v_2 \cos \theta - v_1)$$

$$R_y = \sum F_y \rightarrow B_y + p_2 A_2 \sin \theta - G = -\dot{m} (v_2 \sin \theta)$$

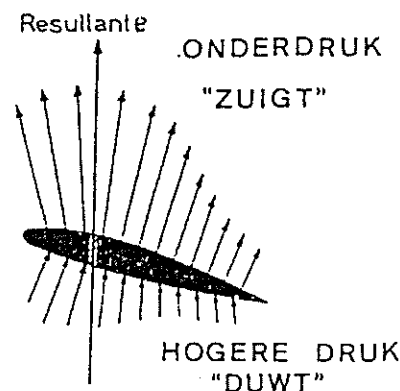
$$B_x = \dot{m} (v_2 \cos \theta - v_1) + p_2 A_2 \cos \theta - p_1 A_1$$

$$B_y = G - \dot{m} (v_2 \sin \theta) - p_2 A_2 \sin \theta$$

Er zal dus een kracht optreden die ervoor zorgt dat de vleugel naar boven wordt gedrukt. Er zal nog een kracht optreden die ervoor zorgt dat de vleugel in de omgekeerde zin wordt bewogen dan de bewegingszin van het vliegtuig.

### 3.2.3 De totale kracht op een vleugel

De onderdruk bovenaan de vleugel is belangrijker dan de toename van de druk onderaan. Er ontstaat een resulterende kracht naar boven toe. Dit noemt men de draagkracht.



De draagkracht staat loodrecht op de relatieve wind. Het aangrijpingspunt van de draagkracht wordt het *drukpunt* genoemd.

Bij de meeste profielen is het dus vooral de bovenkant van de vleugel die de grootste bijdrage levert aan de draagkracht. De draagkracht zelf is van vele factoren afhankelijk zodat het beter is om deze afzonderlijk te bestuderen.

#### 3.2.3.1 De draagkracht

De kunst bestaat erin om genoeg draagkracht te ontwikkelen om het vliegtuig in de lucht te houden. We moeten m.a.w. de zwaartekracht overwinnen.

De volgende elementen bepalen de draagkracht:

1. de snelheid van de luchtstroming
2. de dichtheid van de lucht
3. de oppervlakte van de vleugel
4. de vorm van de vleugel
5. de invalshoek

### 1 De snelheid van de luchtstroming

Stel dat men een hand uit een rijdende auto houdt die alsnog sneller begint te rijden, dan zal de druk op de handpalm toenemen. Bij een profiel zal de druk onderaan de vleugel toenemen terwijl de onderdruk bovenaan nog belangrijker wordt. De draagkracht zal dus toenemen.

Wiskundig kan aangetoond worden dat de draagkracht evenredig zal toenemen met het kwadraat van de snelheid.

Notatie snelheid:  $v$

Gebruikte eenheid : m/s

### 2 De dichtheid van de lucht.

Als de lucht ijler wordt, liggen de elementaire deeltjes waaruit onze atmosfeer opgebouwd is verder van elkaar. Men zegt dat de dichtheid van de lucht afneemt. Dit heeft zijn invloed op de soortelijke massa van de lucht. De vleugel zal dus minder "gedragen" worden, waardoor de draagkracht vermindert.

De dichtheid neemt af in de volgende gevallen:

- Het vergroten van de hoogte  
Vb de ijlere lucht in de bergen
- Het verhogen van de temperatuur  
De lucht zet uit en de luchtdeeltjes komen verder van elkaar te liggen.
- Het vergroten van de vochtigheid  
Vb hout dat uitzet door vochtigheid

Notatie specifieke massa :  $\rho$

Gebruikte eenheid :  $\text{kg/m}^3$

Wiskundig kan aangetoond worden dat de luchtdichtheid slechts voor de helft van zijn waarde wordt gebruikt.

### 3 De oppervlakte van de vleugel

Een vergroting van de vleugeloppervlakte komt neer op een toename van de dragende oppervlakte. Daarom zal de draagkracht dan ook evenredig toenemen met de vleugeloppervlakte.

Notatie vleugeloppervlakte:  $S$

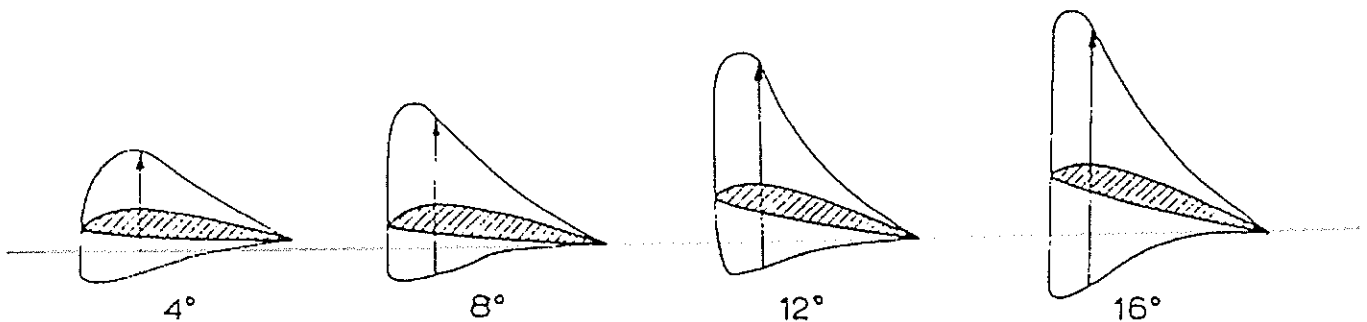
Gebruikte eenheid:  $\text{m}^2$

#### 4 De vorm van de vleugel.

Het is duidelijk dat een sterk gewelfd profiel andere eigenschappen zal bezitten dan een symmetrisch profiel. (zie verder)

#### 5 De invalshoek

Beschouwen we een vliegtuig dat vliegt met een invalshoek van  $0^\circ$ . Vermits het toestel in de lucht blijft moet de draagkracht reeds bij  $0^\circ$  positief zijn. Wanneer de invalshoek groter wordt, zal de draagkracht ook toenemen. (zie hoofdstuk 3.3)

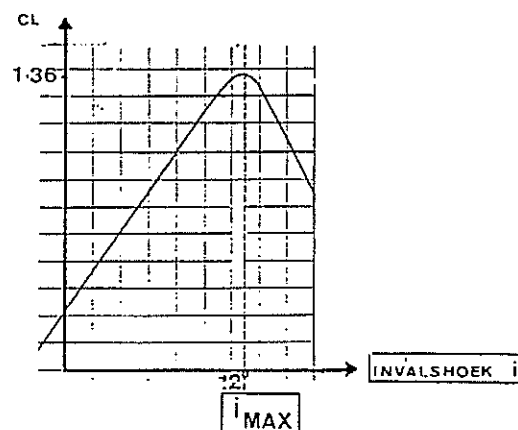


#### Coëfficiënt van de draagkracht $C_L$

De invloed die de invalshoek en de vorm van de vleugel op de draagkracht heeft kan worden samengebundeld in een 'coëfficiënt van draagkracht'. Dit onbenoemd getal duidt aan in welke mate deze factoren bijdragen tot de lift. Voor iedere invalshoek binnen éénzelfde profiel krijgt men een andere  $C_L$ -waarde. Indien men deze resultaten op een grafiek overzet, bekomen we een omgekeerde parabool.

Invalshoek	$C_L$
- $4^\circ$	- 0.03
- $2^\circ$	+ 0.20
0°	+ 0.38
+ $2^\circ$	+ 0.60
+ $4^\circ$	+ 0.80
+ $6^\circ$	+ 1.00
+ $8^\circ$	+ 1.15
+ $10^\circ$	+ 1.27
+ $12^\circ$	+ 1.36
+ $14^\circ$	+ 1.35
+ $16^\circ$	+ 1.25

Fig. 37 : profiel NACA 4412



De formule van de draagkracht.

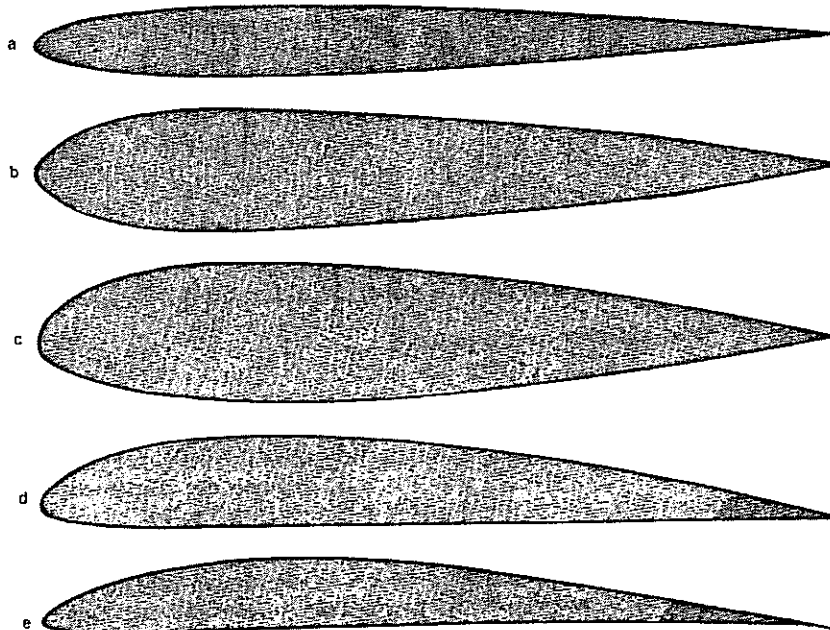
Deze vijf variabelen kunnen in volgende volgorde geschreven worden:

$$L = CL \times S \times \rho / 2 \times v^2$$

L = De draagkracht  
 CL = Coëfficiënt van de draagkracht  
 S = Oppervlakte vleugel  
 ρ = dichtheid van de lucht  
 v = snelheid van de luchtstroming

De uitkomst van deze bewerking wordt uitgedrukt in kracht, Newton (N)

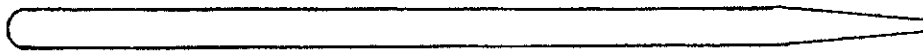
De dikte van de vleugels heeft ook invloed op de snelheden: een dik profiel is beter geschikt voor lagere snelheden, het zal ook minder onderhevig zijn aan weersomstandigheden, crashes. Een dun profiel is beter geschikt voor hogere snelheden, maar is dan wel minder robuust. Voor motormodellen die onder andere voor het stunten bedoeld zijn en dus gemakkelijk een rugvlucht moeten kunnen maken, geeft men over het algemeen de voorkeur aan vleugels waarvan hun profielen aan de onderkant bol zijn, omdat deze een (bijna) symmetrische vorm hebben en dus een quasi gelijke stroming aan zowel de boven als onderzijde van de vleugel. De draagkracht van zulke vleugels is minder groot, maar dat wordt grotendeels goedgemaakt door de grotere snelheden die zulke (stunt)toestellen kunnen ontwikkelen. De verschillende soorten profielen die kunnen gebruikt worden zijn:



De meest gebruikte profielen voor radiobestuurde motor- en zweefmodellen.

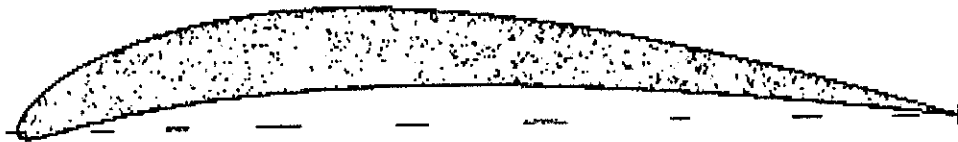
- a) en b) symmetrisch profiel
- c) halfsymmetrisch profiel met een dikte van 18 %
- d) profiel met rechte onderkant
- e) profiel met concave onderzijde

De profielen a en b hebben dus aan de boven- en onderzijde dezelfde kromming, zodat er sprake is van een symmetrisch profiel. Dergelijke vormen worden overwegend bij het richtingsroer of bij het stabilo (= vleugels bij de staart) gebruikt. Het profiel is ook geschikt voor kunstvluchten. Naast vlakke bestaan er ook nog plaatvleugels.



vlak vleugelprofiel

Bij halfsymmetrische (c) en niet-symmetrische (d,e) profielen hebben de boven-en onderzijde niet dezelfde kromming, zodat er sprake is van een halfsymmetrisch of niet-symmetrisch profiel. Kenmerkend aan dragende profielen is dat ze vooral aan de bovenzijde sterk gekromd zijn, terwijl ze aan de onderzijde meer naar een rechte lijn streven, en naar de uiteinden toe meer gekromd zijn. Dergelijke vormen worden overwegend gebruikt bij beginnertoestellen, ze hebben een grotere stabiliteit. Holle profielen, waarbij de onderkant van de vleugel naar binnen toe gewelfd is, worden slechts bij uitzondering gebruikt.

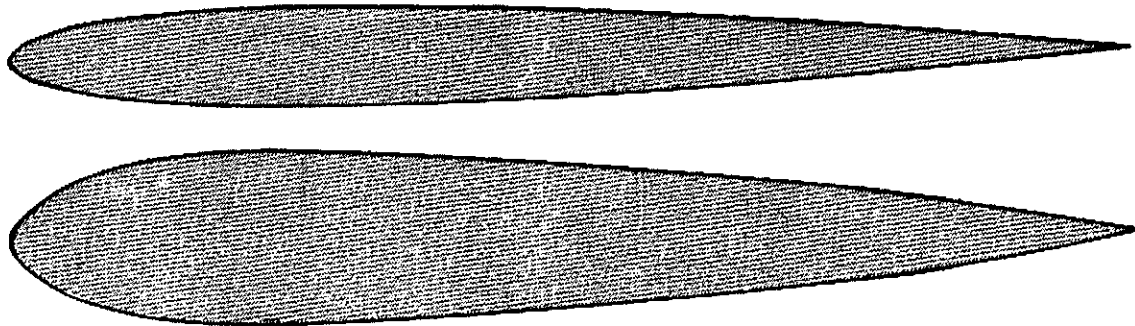




### 3.3 Werking van vleugels bij een helling van $0^\circ$

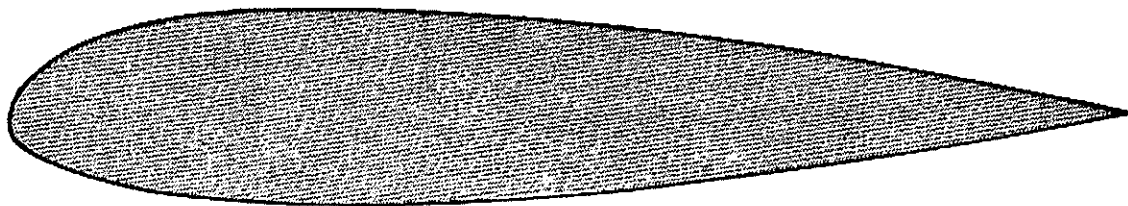
#### 3.3.1 De optredende drukken bij de meest gebruikte profielen bij $0^\circ$ helling.

a) *symmetrisch profiel*



Bij symmetrische profielen treedt er zowel aan de bovenkant als aan de onderkant een onderdruk op. Er zal dus bij een symmetrisch profiel geen lift optreden.

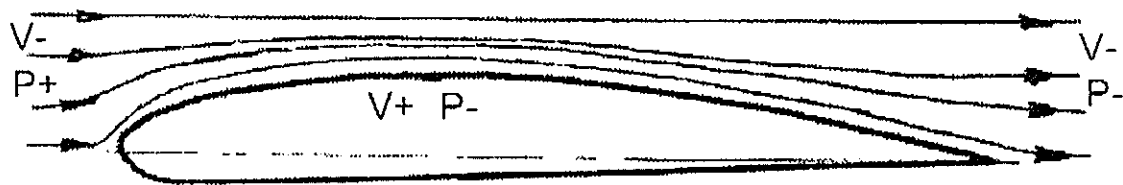
b) *halfsymmetrisch profiel*



Bij halfsymmetrische profielen treedt er een kleine lift op. Dit is het gevolg van de langere weg langs de bovenzijde in verhouding tot de onderzijde, waardoor de luchtdeeltjes aan de bovenzijde sneller moeten stromen. (Bewijs Bernouilli)

c) *profiel met rechte onderkant*

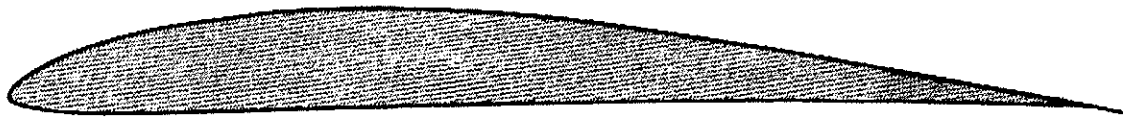




Onderdruk boven vleugel zorgt voor een naar boven gerichte kracht.

Bij profielen met rechte onderzijde treedt er dus het meeste lift op. Dit komt omdat de luchtdeeltjes een veel langere weg langs de bovenzijde moeten afleggen terwijl de onderkant recht is (kortste weg) en bijna geen tegendruk levert.

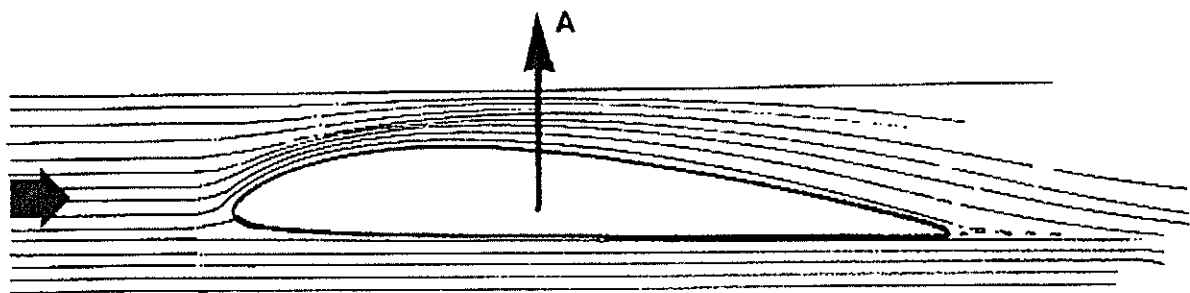
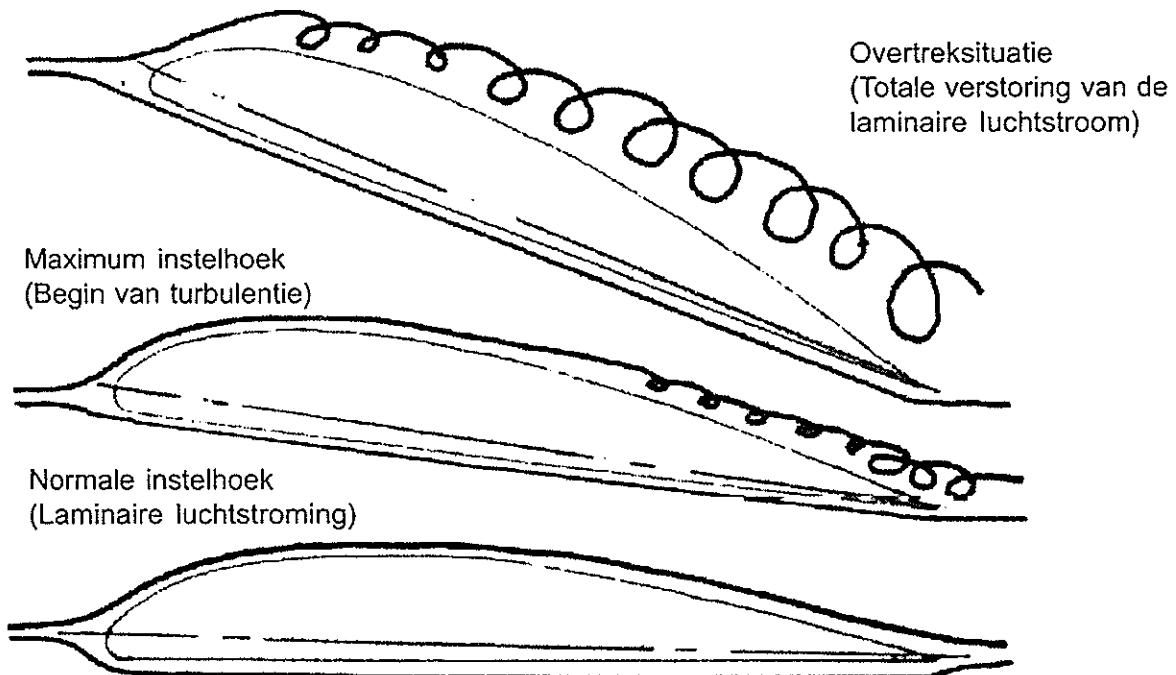
d) *profiel met concave onderzijde*



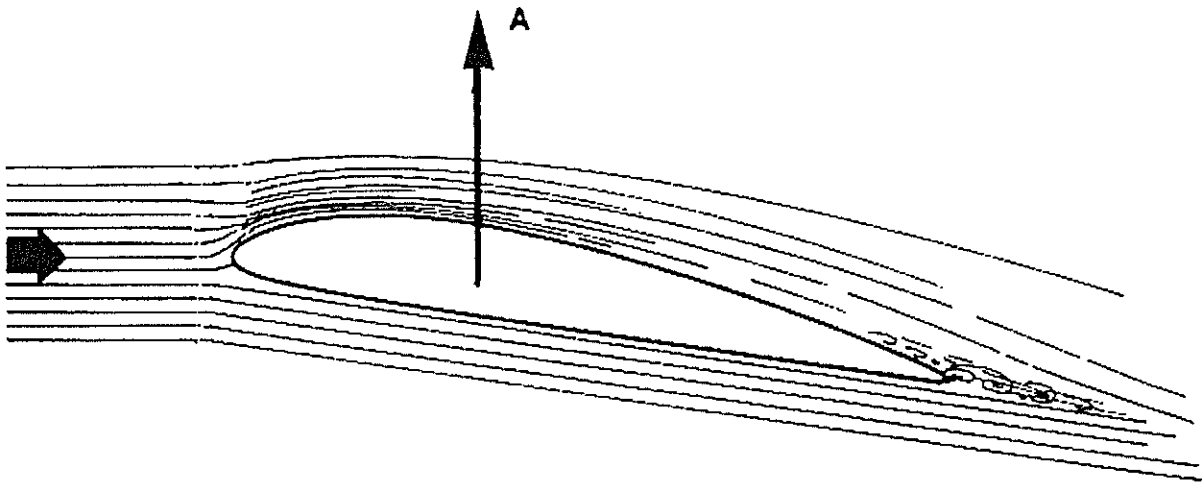
Bij concave profielen is de lift minder bij dan profielen met een rechte onderkant. Dit komt omdat de luchtdeeltjes aan de onderkant een iets langere weg moeten afleggen en er dus een kleinere druk optreedt ten opzichte van een profiel met een rechte onderzijde (Bewijs Bernouilli).

### 3.3.2 Hoe ziet de stroming bij verschillende instelhoeken eruit ?

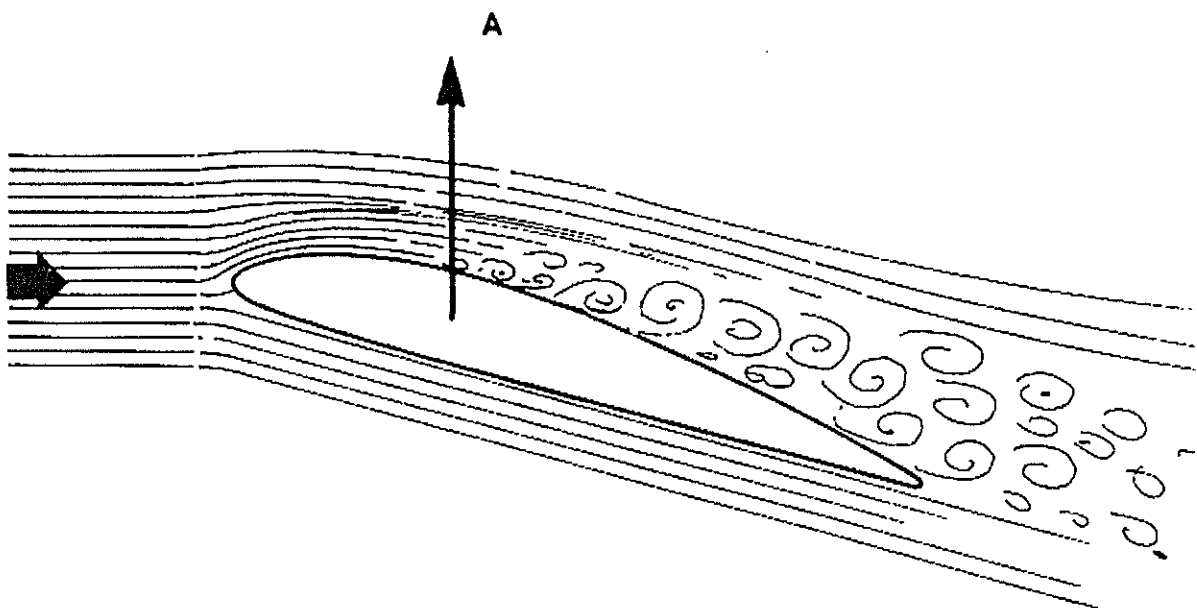
Men spreekt over de maximale instelhoek als de lucht aan de bovenzijde van het profieleinde, als de lucht in een turbulente luchtroom is overgegaan.



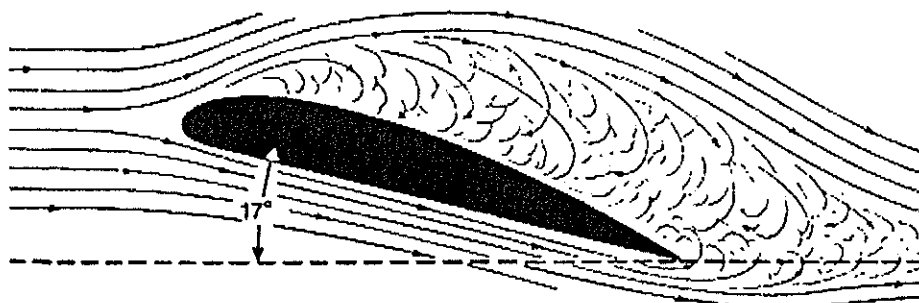
De stroming bij een invalshoek van  $+2^\circ$ .



Een invalshoek van  $+8^\circ$ ; ten opzichte van de vorige afbeelding is het drukpunt iets verder naar voren verschoven, tevens is de lift groter.



De stroming bij een invalshoek van  $+15^\circ$ . Er ontstaan aan de bovenzijde sterke wervelingen die ervoor zorgen dat de lift niet groter wordt.



De stroming bij en invalshoek van  $+17^\circ$ . Er ontstaan aan de bovenzijde nog sterkere wervelingen die ervoor zorgen dat de lift nog kleiner wordt.

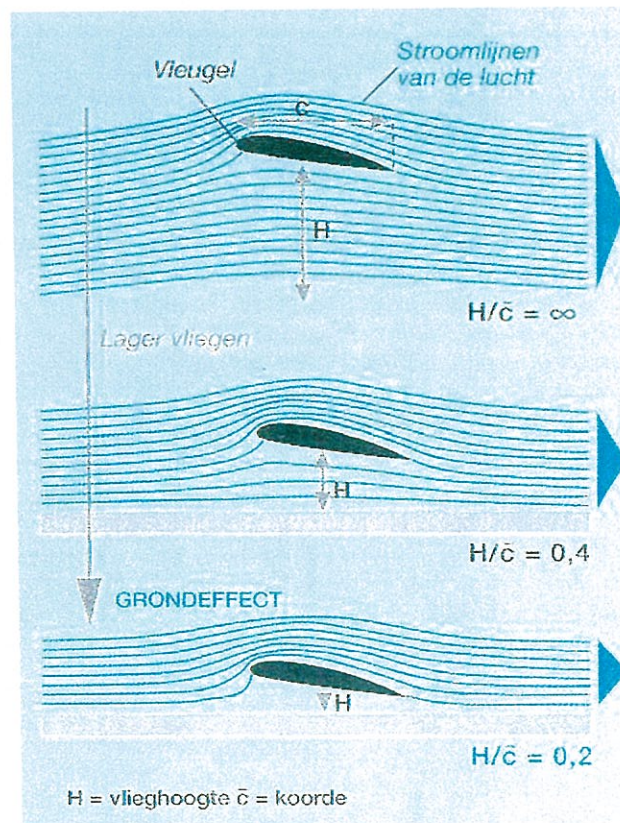
## 3.4 Vliegen met grondeffect

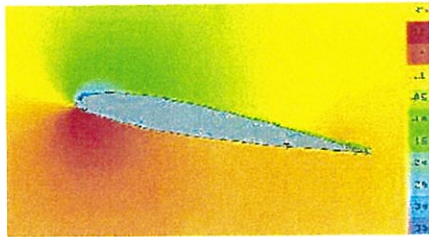
### 3.4.1 Wat is grondeffect?

Bij het landen merkt de piloot dat het vliegtuig vlak boven de landingsbaan als het ware blijft zweven op een luchtkussen, hierdoor komt het vliegtuig wat later aan de grond dan verwacht. Als men hier geen rekening mee houdt, kan het zijn dat voor bepaalde vliegtuigen de landingsbaan langer moet zijn dan eerst was berekend. Voor modelvliegtuigen, die bijna nooit grote hoogtes halen en waarbij de verhouding van de lengte van de vleugel en de romp over het algemeen groter is dan bij echte vliegtuigen, zal het grondeffect ook een rol spelen.

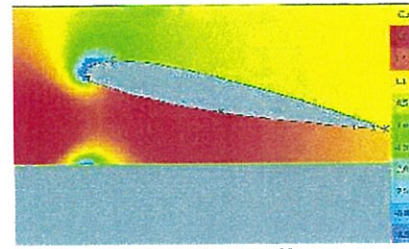
### 3.4.2 Wetenschappelijke verklaring

Neem een grondeffect-vleugel die een grote hoek met de ondergrond maakt en waarvan de achterkant zeer laag over de grond scheert. Een grote hoeveelheid lucht wordt dus meegenomen onder de vleugel. Een deel van de lucht kan zelfs onder de vleugel blijven zonder dat ze vervangen wordt. De overdruk aan de onderzijde is daardoor veel groter dan zonder grondeffect en de draagkracht neemt sterk toe. (zie figuren volgende pagina).





Vleugel in vrije vlucht



Vleugel in grondeffect

### 3.4.3 Besluit

Een vliegtuig is dus efficiënter naarmate het dichterbij de grond vliegt. Dit verschijnsel is relatief : het gaat om de verhouding tussen de spanwijdte of de koorde en de afstand tot de grond. De golfhoogte bepaalt de minimale vlieghoogte boven water, die voor alle toestellen gelijk is. Hierdoor is een groot vliegtuig (in grondeffect) efficiënter dan een klein.

### 3.4.4 Toepassingen van het grondeffect

De gebroeders Wright hadden hun eerste verkenningen van het luchtruim waarschijnlijk niet overleefd als er geen grondeffect geweest zou zijn. Dit effect maakt ook de zeer efficiënte grondeffect-vliegtuigen mogelijk. Een grondeffect vliegtuig scheert vlak over water, ijs of land. Het mag dan wel een vliegtuig lijken, maar het is een familielid van de hovercraft, alhoewel een grondeffect-vliegtuig steunt op het aërodynamisch principe en een hovercraft op het aërostatische.

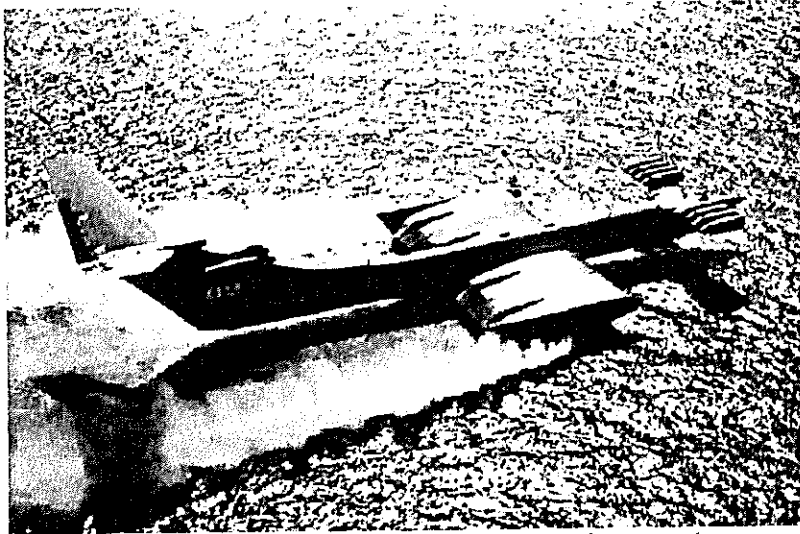


Een Chinees grondeffect-vliegtuig

Het grondeffect – vliegtuig, ook wel WIG (= Wing In Ground effect) genoemd, is niet nieuw. De eerste experimenten met een voertuig speciaal ontwikkeld voor het uitbuiten van het grondeffect dateren uit de jaren dertig. Pas vanaf 1960 zijn er bruikbare grondeffect-vliegtuigen in de maak geweest, vooral in de Sovjetunie en later ook in West-Duitsland.

In eerste instantie richtten de onderzoeksprogramma's zich op militaire toepassingen (koude oorlog). Vooral het Russische onderzoek was indrukwekkend. De Russen bouwden in het diepste geheim enkele tientallen

experimentele grondeffect-vliegtuigen. Het grootste was ongeveer honderd meter lang.



Een van de vele grondeffect-vliegtuigen met militaire doeleinden

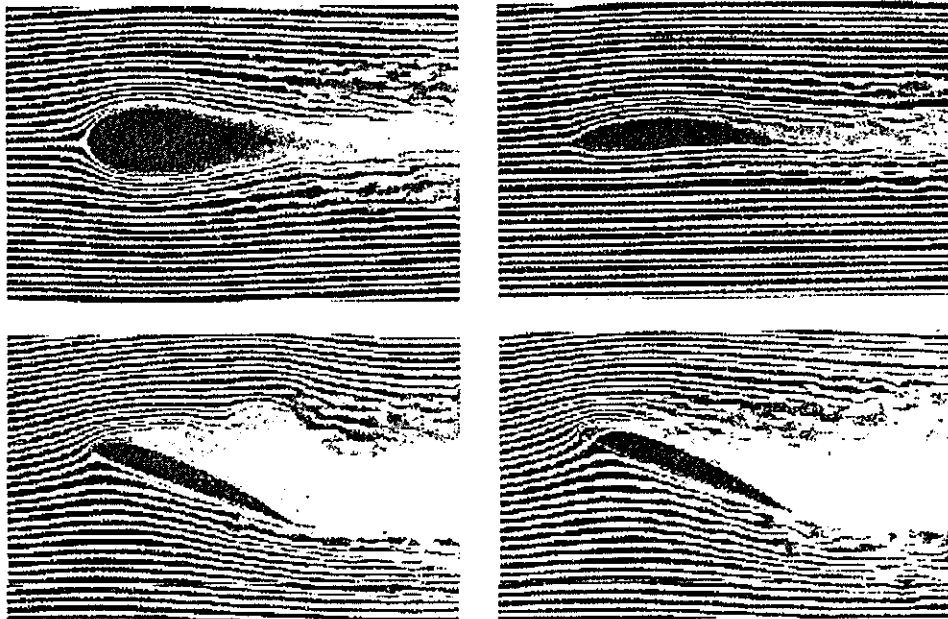
## 4 De weerstand

### 4.1 De luchtweerstand bij de vleugels

#### 4.1.1 De weerstand bij verschillende profielen en hellingen

Een vliegtuig dat de lucht doorboort heeft echter ook af te rekenen met een kracht die negatief is voor zijn prestaties: de weerstand (Engels: 'Drag' – afkorting: D). De richting van deze kracht is evenwijdig met de relatieve wind. Om het financieel en economisch rendement van het vliegtuig zo groot mogelijk te houden zal de weerstand zo klein mogelijk gehouden moeten worden.

Het is belangrijk dat deze ongewenste luchtweerstand zo klein mogelijk blijft en een gestroomlijnde vorm aanneemt. Een voorstelling over de invloed van dit fenomeen krijgen we uit een aantal eenvoudige proeven.



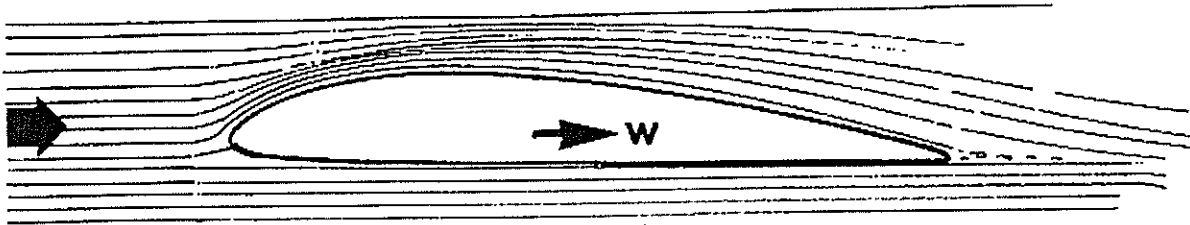
Een gestroomlijnd voorwerp zal minder weerstand ontwikkelen dan een lomp voorwerp.

Wanneer men kijkt naar de bovenste rij foto's, dan zal men zien dat het profiel onder een helling van  $0^\circ$  staat. In de linkse foto is de dikte van het profiel even groot als de diameter van de cirkel in de bovenstaande figuur. De stroming bij een profiel is veel meer laminair. Dit kan men nog beter zien bij de rechtse foto. De weerstand zal dus minder zijn dan in de rechtse foto.

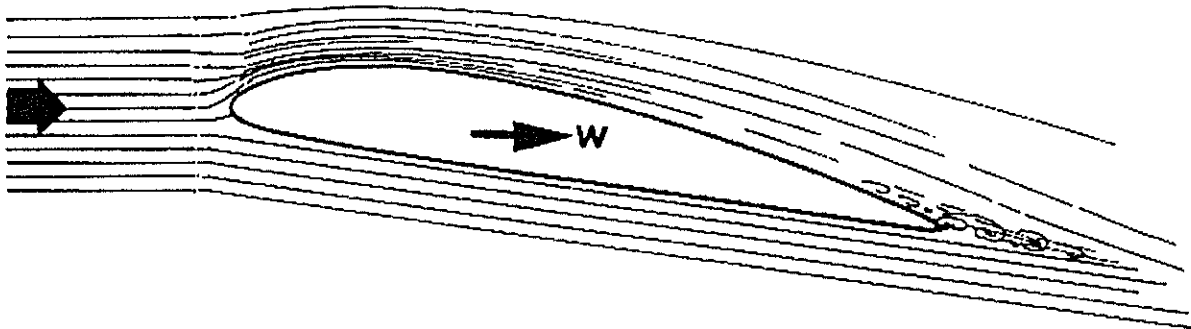
Op de onderste 2 foto's kan men zien dat de vleugels onder een bepaalde hoek staan. Men kan duidelijk zien dat de stroming boven het profiel turbulent is. De stroming boven de vleugel is dus niet meer laminair en de vleugel zal dus veel van zijn lift verliezen. De weerstand zal nog groter worden.



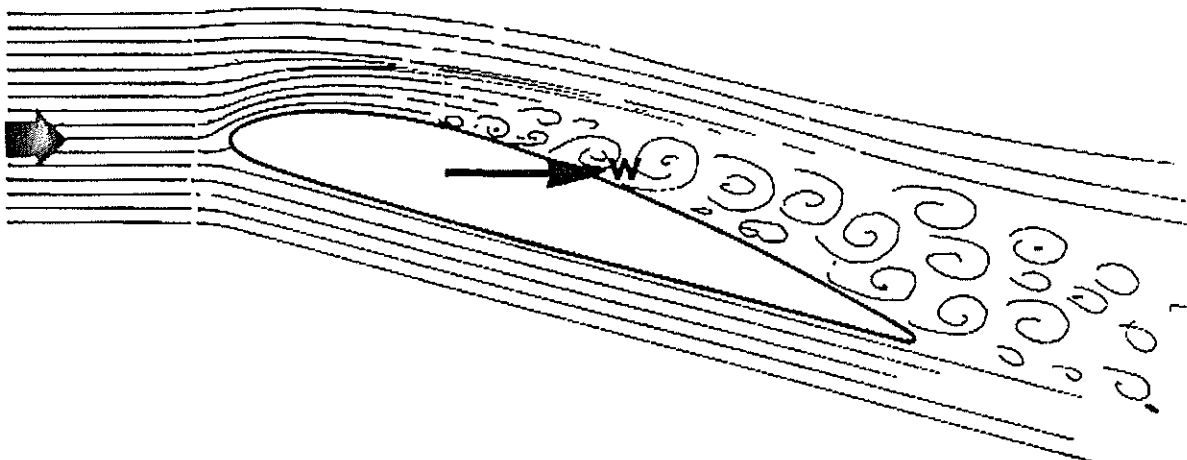
Men neemt dus best een profiel dat zo weinig mogelijk weerstand biedt, maar hoe groter de helling wordt hoe groter de weerstand ook zal zijn. Dit is dan weer te wijten aan de turbulente stroming die aan de bovenzijde van het profiel optreedt.



De weerstand bij  $+2^\circ$



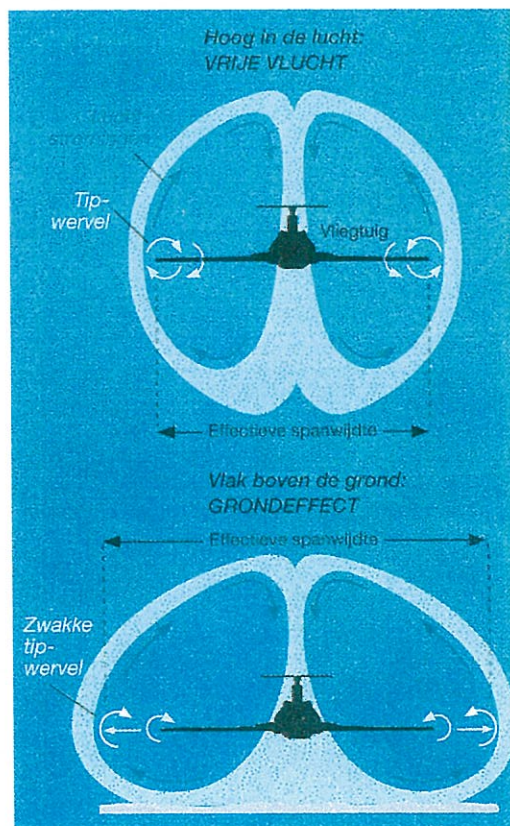
Een invalshoek van  $+8^\circ$ ; ten opzichte van de vorige afbeelding is het drukpunt iets verder naar voren verschoven, dus de weerstand ook. De weerstand zal groter worden.

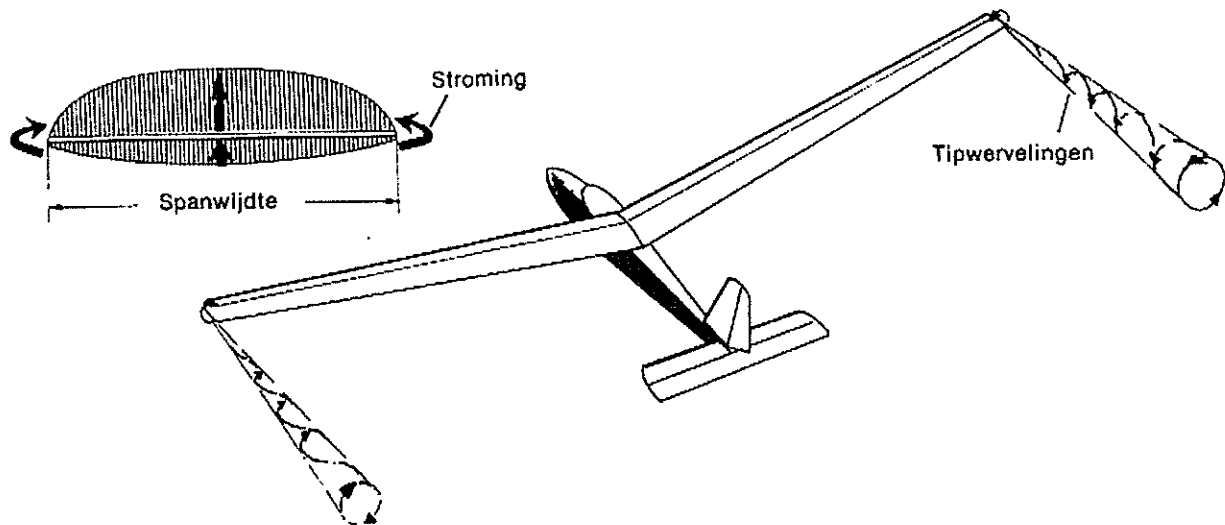


De stroming bij een invalshoek van  $+15^\circ$ . Er ontstaat aan de bovenzijde sterke wervelingen die een grote weerstand tot gevolg hebben.

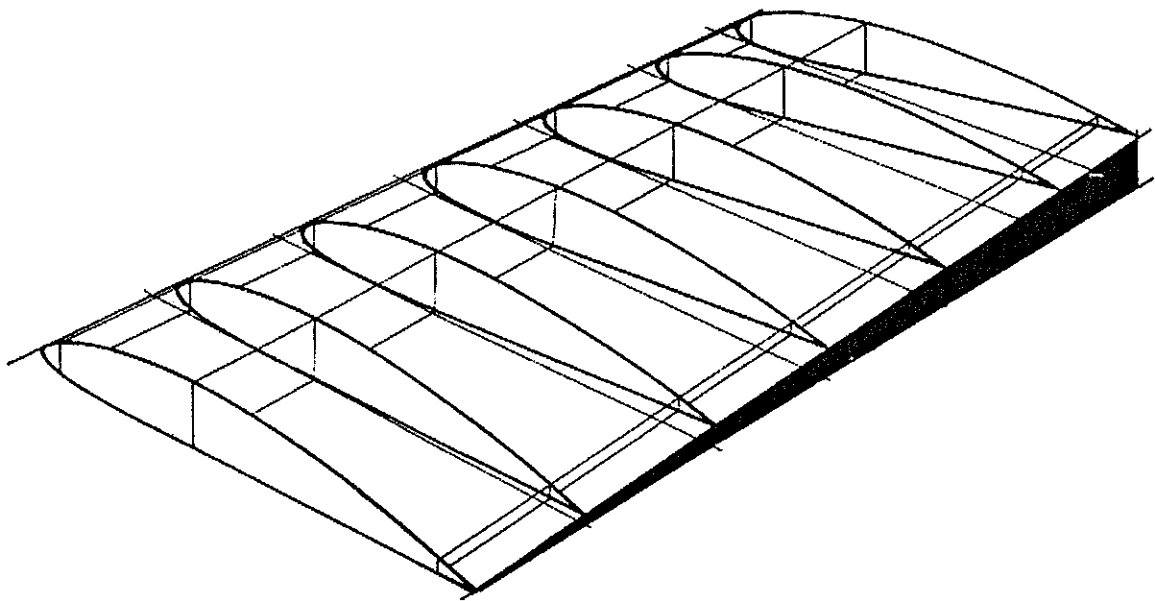
### 4.1.2 Tipwervelingen

Bij profielen ontstaat er niet alleen weerstand vanwege de helling maar ook door tipwervelingen. Dit gebeurt als meerdere luchtstromen van verschillende druk in elkaar overgaan, bijvoorbeeld bij de vleugeltips. Hier veroorzaken de overdruk (vleugelonderzijde) en de onderdruk (vleugelbovenzijde) een werveling: het begin van de tipwervel. De tipwervel kan zeer sterk zijn. Vliegtuigen kunnen in de problemen komen als ze door de tipwervel van een ander vliegtuig vliegen. De lucht waartegen het vliegtuig zich heeft afgezet, stroomt tussen de tipwervels van beide vleugels neerwaarts. De energie in de tipwervels in de neerdalende lucht is een gedeelte van de luchtweerstand van het vliegtuig, geïnduceerde weerstand genoemd. Wanneer de vleugels dicht bij de grond voortbewegen, kan de lucht niet omlaag. De opgehoopte lucht drukt de tipwervel naar buiten en maakt hem zwakker. De geïnduceerde weerstand neemt af. De wrijvingsweerstand blijft steeds gelijk.

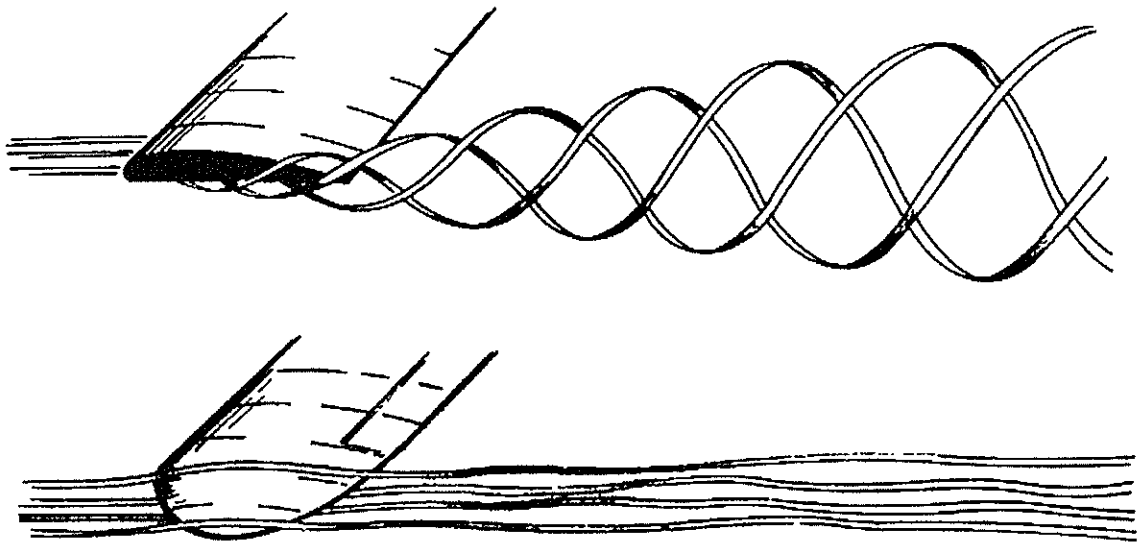




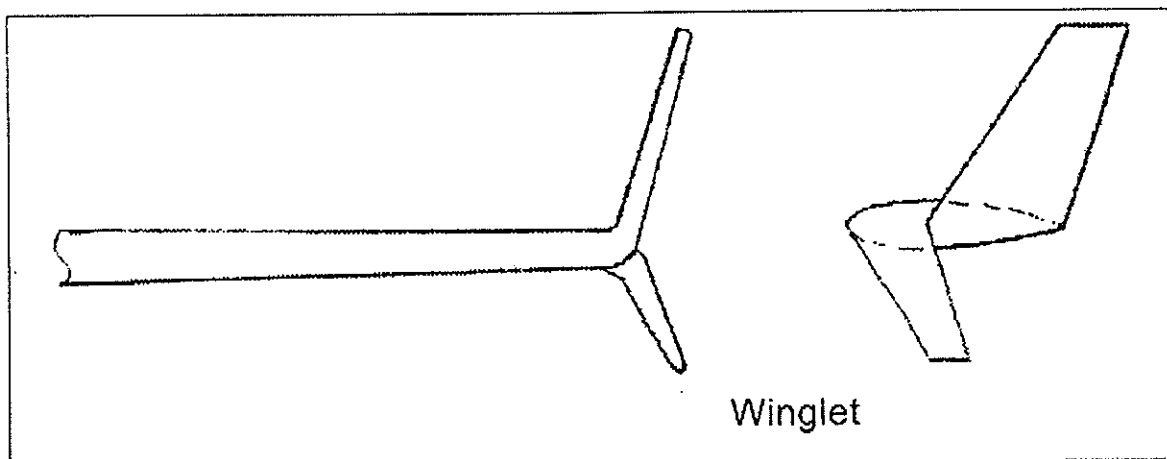
Men kan deze wervelingen tegengaan door de vleugeltippen bij de achterlijst hoger te maken. Op deze wijze worden aan het einde van de vleugel de drukverschillen minder en daarmee dus ook de weerstand.



Nog een andere mogelijkheid is de vleugeltoppen een ellipsvormig dun uitlopend vleugeluiteinde te geven. De stroming van de lucht op de vleugeltips zal dus laminair gaan verlopen.



Een derde mogelijkheid om de tipwervelingen te verminderen is door gebruik te maken van winglets, die haaks op de vleugeluiteinden aangebracht worden, meestal naar boven. Deze verhogen de theoretische vleugellengte en verminderen bij bepaalde snelheden de weerstand. Bij hogere snelheden heeft het grotere oppervlak, dat het vliegtuig door het aanbrengen van de winglets krijgt, echter weer een negatief effect op de luchtweerstand.



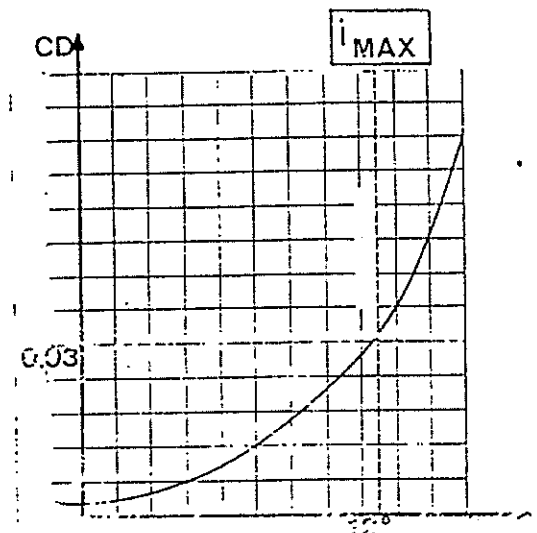
## 4.2 De luchtweerstand van de romp

In tegenstelling tot de vleugels wordt de romp meer 3-dimensioneel aangestroomd en ondervindt meer weerstand door onder andere wrijving. Een Spaanse professor berekende dat het daarom het beste is, om van de romp een spits te maken, met een versmalling na de vleugels. Testen in de windtunnel hebben aangetoond dat deze theorie correct is. Vandaar dat men deze bouwwijze bij veel moderne zweefvliegtuigen aantreft waar een lage luchtweerstand van essentieel belang is. De afwerking van de romp speelt hierin ook een belangrijke rol: hoe gladder het oppervlak, hoe minder de weerstand.

## 4.3 De Coëfficiënt van Cd.

Bij de studie van een vleugel kan de profiel- <sup>277</sup>44 en de geïnduceerde weerstand samengebracht worden in een coëfficiënt van de weerstand. Voor iedere invalshoek krijgt men een andere Cd waarde.

<u>Invalshoek</u>	<u>Cd</u>
- 4°	0.012
- 2°	0.010
0°	0.010
+ 2°	0.010
+ 4°	0.012
+ 5°	0.014
+ 8°	0.017
+ 10°	0.022
+ 12°	0.030
+ 14°	0.042
+ 16°	0.059



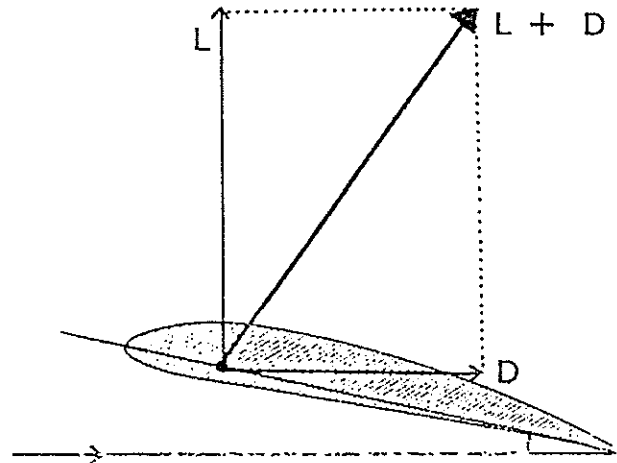
Cd waarden bij een bepaald profiel

De figuur is een parabool. Cd neemt inderdaad toe wanneer de invalshoek toeneemt. Dicht bij de maximale invalshoek zal deze verhoging echter enorm zijn.

Cd, samen met de elementen S,  $\rho$  en V, zijn de bouwstenen van de formule van de weerstand:  $D = Cd \times S \times \rho/2 \times v^2$  (kracht in N)

#### 4.4 Verband tussen draagkracht en weerstand

De som van de draagkracht en de weerstand geeft ons de volgende resulterende kracht:



Een veel gebruikte constructieconstante is de fijnheid, deze is de verhouding tussen draagkracht en weerstand:

$$\text{Fijnheid} = \frac{\text{draagkracht}}{\text{weerstand}} = \frac{L}{D} = \frac{Cl}{Cd}$$

## 5 De stabiliteit van een vliegtuig

### 5.1 Langsstabiliteit

Nu duidelijk is waarom de vleugel lift krijgt, is de voor de hand liggende gedachte om alleen met een vleugel te gaan vliegen. Men bespaart dan het gewicht van de staart en de romp. Jammer genoeg ligt de zaak echter niet zo eenvoudig.

Ter verduidelijking de volgende proef. Men laat een briefkaart vanaf een meter hoogte vallen en zal daarbij vaststellen dat na korte tijd de voorste rand omhoog komt, de kaart van richting verandert, en uiteindelijk in een zigzagbeweging, of rollend, de grond bereikt.

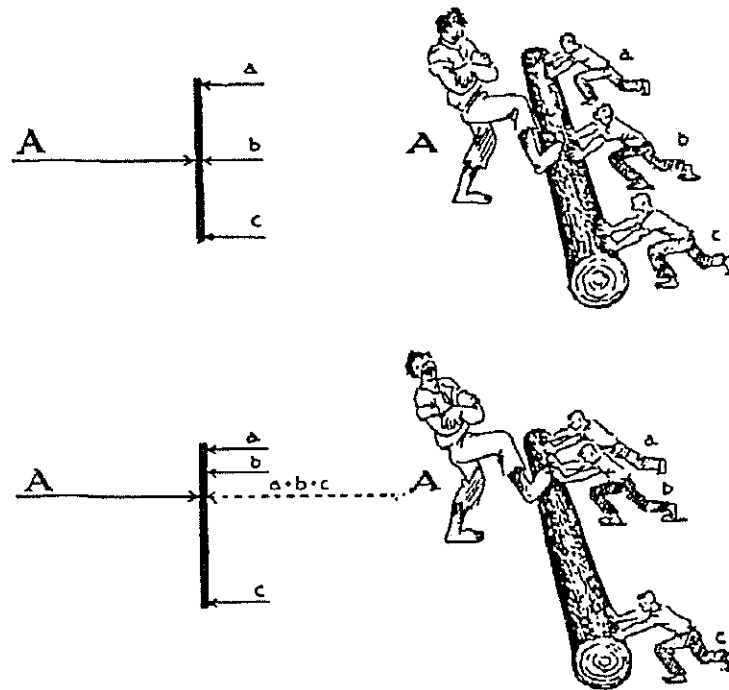


Een briefkaart zal nooit recht naar beneden vallen maar altijd zigzaggend de gronde bereiken.

Het is schijnbaar een ongecontroleerde beweging. Men mag echter niet vergeten, dat de door de lucht veroorzaakte krachten, druk en weerstand, niet alleen een bepaalde grootte, maar ook een richting en een aangrijpingspunt hebben.

Als drie mannen een balk wegschuiven dan kan men hier één reus tegenoverstellen met dezelfde kracht.

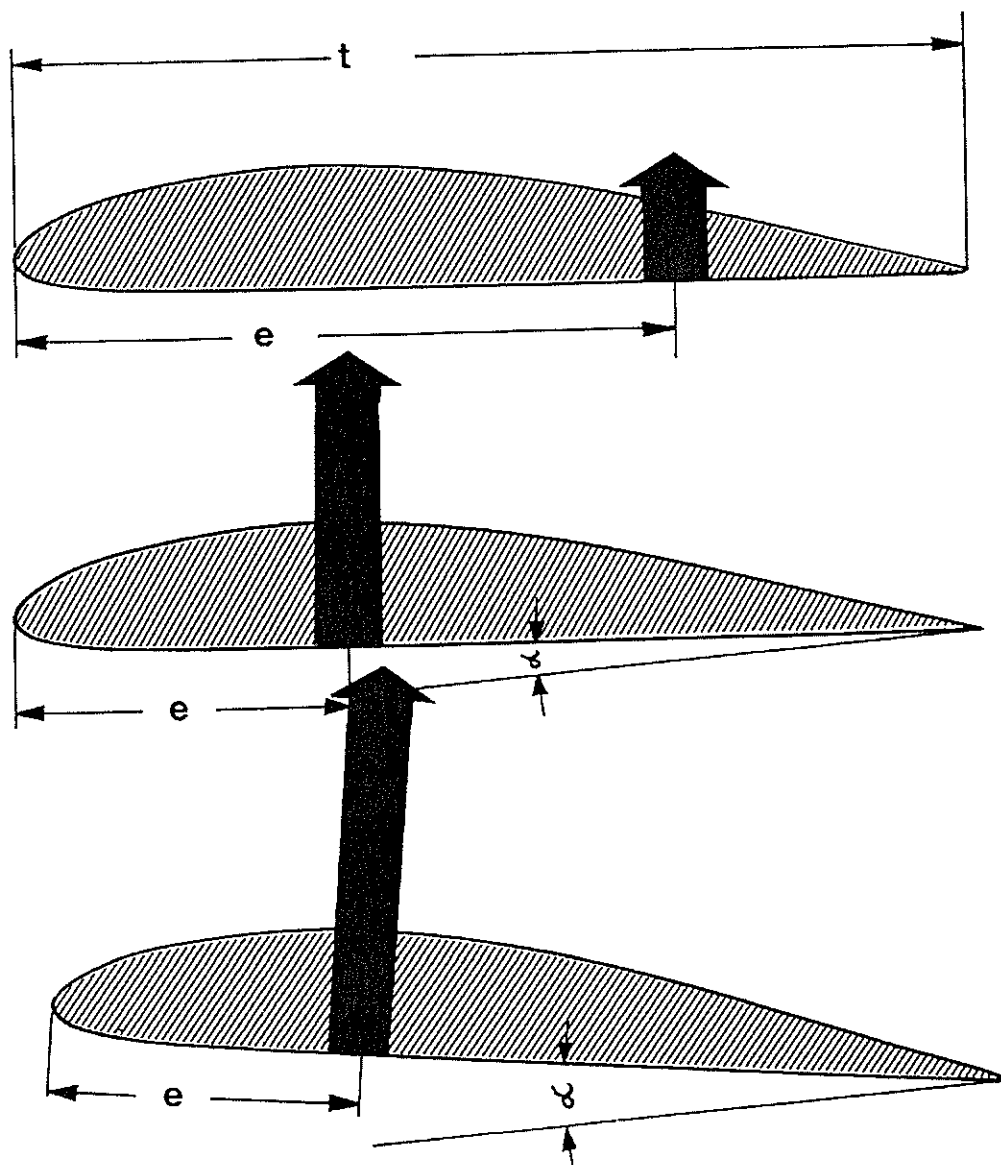
Hierbij is het van belang op welk punt men de reus inzet. Als de mannen de balk gelijkmatig voortduwen, dan moet de reus in het midden staan. Iets dergelijks kwam bij de zwaartekracht al ter sprake die overal even groot is en een rechte plank nauwkeurig in horizontale stand naar de grond trekt. Het zwaartepunt van een plank ligt precies in het midden. Nemen we nu aan dat er twee mannen aan de rechterkant duwen en één links, dan verschuift het aangrijpingspunt en moet de reus zijn tegendruk ook verschuiven.



Krachtenevenwicht bij symmetrische (boven) en niet-symmetrische (onder) krachtenverdeling.



Zoals we eigenlijk al weten, grijpen de luchtkrachten aan in het voorste gedeelte van de vleugel maar wat gebeurt er verder? De vleugel wordt door de zwaartekracht naar beneden getrokken. Door de kracht van de luchtweerstand, die in het voorste gedeelte aangrijpt en bij toenemende instelhoek zal de kracht nog verder naar voren aangrijpen. Bij een toenemende invalshoek verschuift het drukpunt in de vleugel steeds meer naar voren.

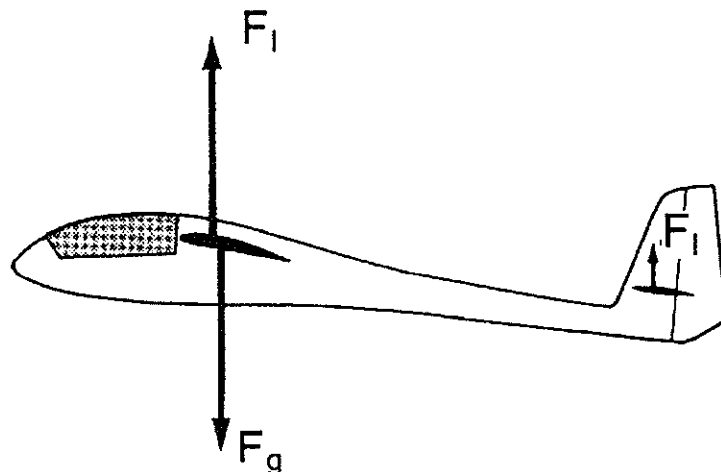


Het aangrijpingspunt van de lift verplaatst zich, bij groter wordende instelhoek, naar voren tot ongeveer op  $e = 0,3 \cdot t$ . Dit laatste is afhankelijk van de vorm van het profiel.

Deze eigenschap geeft ons veel problemen; immers, de vleugel richt zich nog meer op; het krachtmoment wordt nog groter dus ook de invalshoek, enzovoort, enzovoort. Al vrij snel wordt de kritische hoek bereikt, waarbij de vleugel overtrokken raakt en de opwaartse kracht daalt, de weerstand neemt vervolgens snel toe. De vleugel blijft in de ingenomen schuine stand en

vervolgt zijn vlucht in de andere richting. Dit is een van de redenen waarom praktisch alle vroegere vliegtuigen ondeugdelijk waren. Er werd bij het ontwerp geen rekening met de drukpuntverschuiving gehouden, laat staan dat er aan een oplossing werd gedacht. Die oplossing is het stabilo, dat door de Engelsman Caley rond 1800 werd ontworpen.

De vleugel als zodanig is dus onstabiel. De door Caley aangebracht staart kon zijn zwever nog niet volledig stabiliseren. Het dempte slechts de bewegingen. Het door Caley ontwikkelde principe is door de Fransman Alphonse Pénaud verder uitgewerkt volgens de volgende redenering: stel, een vliegtuig vliegt rechtdoor. Bijvoorbeeld als gevolg van een windvlaag richt de vleugel zich op en het drukpunt schuift naar voren. Het stabilo zal eveneens schuin op de vliegrichting komen te staan en de invalshoek zal groter worden. Er zal lift ontstaan waardoor het stabilo naar boven wordt getrokken. Het stabilo is weliswaar klein in verhouding tot de vleugel, maar als gevolg van de hefboomwerking van de romp zal de staart toch naar boven worden getrokken en komt het vliegtuig in horizontale positie terug. Hoe langer de hefboom, des te groter de invloed bij dezelfde kracht. De drukpuntverschuiving wordt dus door het stabilo in de kiem gesmoord.

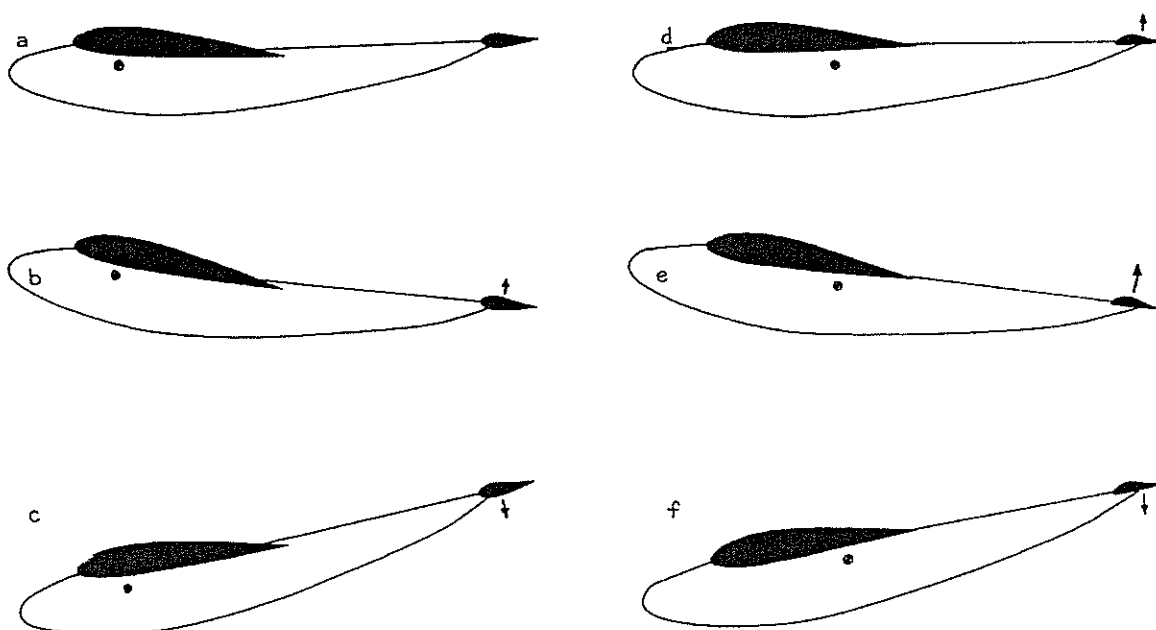


Ook het stabilo moet aan de lift ( $F_l$ ) bijdragen als het aangrijpingspunt van de lift aan de vleugel voor het zwaartepunt ligt.

Stel dat door een windstoot het stabilo wordt opgedrukt, dan komt het vliegtuig in een schuine positie. De invalshoek van de vleugel wordt minder, het drukpunt verschuift naar achter en tracht de vleugel verder naar voren te draaien. Het stabilo krijgt een negatieve invalshoek en een sterke naar beneden gerichte kracht, die het vliegtuig weer in de horizontale positie drukt. Stelt u zich eens een stabilo voor waarvan het profiel helemaal symmetrisch is, dus met boven en onder dezelfde welving. Als de invalshoek van dit stabilo nul graden is zal de stroming symmetrisch zijn en de lift dus nihil (afb.a). Maar wanneer het stabilo, bijv. doordat het model stijgt, een positieve invalshoek krijgt wordt de situatie anders (b). Aan de onderkant van het stabilo gaat dan het 'waterski-effect' optreden, terwijl aan de bovenzijde een onderdruk ontstaat. Het stabilo wordt hierdoor omhoog gedrukt tot het de

evenwichtspositie passeert en de twee invloeden worden omgekeerd. Het gevolg hiervan is weer een beweging in tegengestelde richting, en zo 'zoekt' het stabilo de neutrale stand weer op. Indien de ontwerper zo'n symmetrisch stabilo heeft gekozen zal het zwaartepunt van het toestel vrijwel altijd ter hoogte van het voorste derde deel van de vleugels liggen.

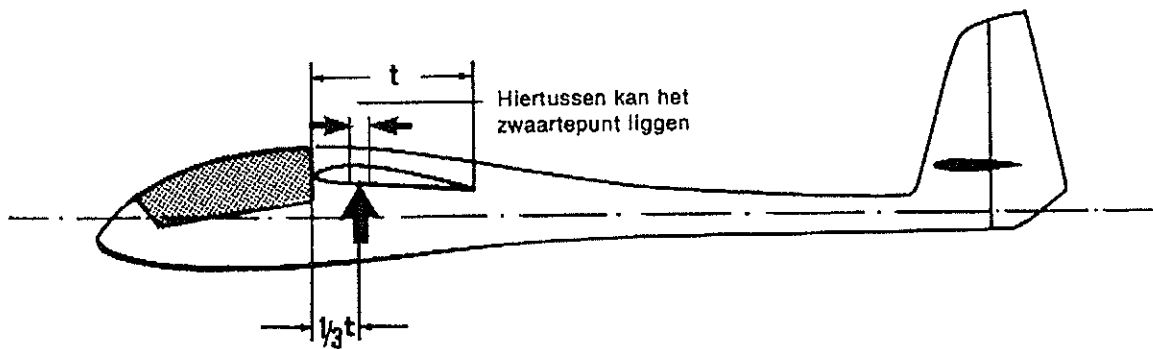
Bij veel modellen is het stabilo echter niet symmetrisch maar dragend. Het profiel heeft in dat geval meestal veel weg van het asymmetrische vleugelprofiel, en zulke profielen leveren, zoals we weten, een zekere lift. Stel dat we een gewoon zweefmodel hebben met een normaal uitgetrimd zwaartepunt, en dat we in plaats van het symmetrische stabilo een dragend stabilo aanbrengen, wat gebeurt er dan? Zelfs wanneer het dragende stabilo met een invalshoek van nul graden door de lucht beweegt (d) zal er lift bij het stabilo optreden, dat dan via een grote hefboom (de romp) op het model de neus omlaag laat steken en in een duikvlucht brengt. Remedie: verschuiving van het zwaartepunt naar achteren. Bij de meeste zweefmodellen met dragend stabilo ligt het zwaartepunt op ongeveer tweederde van de vleugelbreedte. U zult begrijpen dat de lift van het stabilo afhankelijk is van de snelheid, dus dat ook de 'duikende werking' dat is. Hieruit volgt dus dat een dergelijk model eigenlijk maar voor een vrij beperkt snelheidsbereik goed uitgewogen kan zijn. Dit kan problemen opleveren bij sterk wisselende wind- en/of vliegsnelheid.



Het verschil tussen een 'normaal' en een dragend stabilo.

Het is dus de taak van het stabilo om dergelijke schommelingen te corrigeren, want men verwacht immers van het model dat het in de lucht stabiel is en de besturing alleen voor richtingsverandering moet worden gebruikt. Het stabilo moet daarom ook de juiste afmetingen hebben.

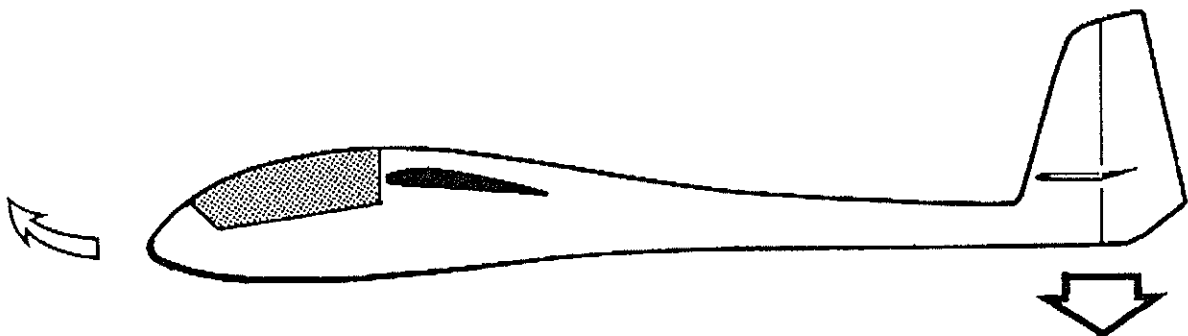
Uiteraard zijn deze ook afhankelijk van de gewichtsverdeling en van de plaats van het zwaartepunt.



Het zwaartepunt mag niet meer dan 5 % van de vleugelkooorde van het theoretisch zwaartepunt ( $1 / 3t$ ) zijn verwijderd.

Helaas speelt nog een factor een rol. De tegen de schuin ingestelde vleugel botsende luchtstroom wordt aan de achterzijde naar beneden afgebogen. Deze afgebogen luchtstroom heeft als gevolg dat de invalshoek van het stabilo niet in dezelfde mate verandert als de invalshoek van de vleugel. Als de invalshoek van de vleugel groot is zal ook de hoek van de afgebogen luchtstroom groot zijn en als gevolg hiervan is de invalshoek van het stabilo kleiner. Dit is de reden dat het stabilo altijd iets groter moet zijn dan volgens de hefboomtheorie nodig zou zijn.

Zoals een stabilo bewegingen om de dwarsas corrigeert kan men met een beweegbaar stabilo deze bewegingen oproepen. Dit beweegbare gedeelte is het hoogteroer. Moet het vliegtuig langzaam vliegen, dan moet de invalshoek van de vleugel groter worden en dus wordt het hoogteroer enigszins naar boven geklapt.



De staart wordt naar beneden getrokken als het hoogteroer naar boven wordt uitgeklappt.

Het stabilo wekt dan een 'negatieve lift' op, duwt de staart naar beneden en als gevolg daarvan wordt de invalshoek van de vleugel groter en kan het vliegtuig langzamer vliegen. Zo kunnen we ook sneller vliegen door het hoogteroer iets naar boven uit te klappen en zo de invalshoek van de vleugel te verkleinen.



De staart gaat naar boven als het hoogteroer naar beneden wordt uitgeklaapt. (een duikend moment).

Tijdens het experiment met de briefkaart kan men zien dat er meerdere krachten gelijktijdig werken. Ten eerste de zwaartekracht, die de briefkaart naar beneden trekt, ten tweede de in een bepaald punt aangrijpende opwaartse kracht. Deze krachten veroorzaken de draaiende bewegingen van de briefkaart. Tenslotte is er nog de weerstand die de val en de bewegingen afremt. De zwaartekracht grijpt aan in het zwaartepunt. De positie van het zwaartepunt in het vliegtuig is van grote betekenis voor de stabiliteit ervan. Voor een stabiel vliegend model moeten alle krachten in evenwicht zijn. De lift, opwaartse kracht, moet in evenwicht zijn met het gewicht. De weerstand moet door de zwaartekracht, of beter gezegd door de resulterende kracht die in de vliegrichting ontstaat, worden overwonnen. Dit is alleen mogelijk als het vliegtuig steeds hoogte verliest. Het gebruikt dus zijn potentiële energie, of anders gezegd zijn arbeid die als gevolg van de afstand boven de aarde aanwezig is. Als deze krachten niet in evenwicht zijn, zal de vliegsituatie op één of andere manier veranderen.

Het is duidelijk het beste als alle vier de krachten in hetzelfde punt aangrijpen, zodat er geen storende momenten ontstaan. Dit punt is het zwaartepunt. Jammer genoeg is iets dergelijks niet altijd te verwezenlijken en mag men blij zijn als deze krachten elkaar opheffen, dus ook de momenten in evenwicht zijn. Van grote betekenis is het aangrijpingspunt van de weerstand van het model. Hieronder verstaat men het aangrijpingspunt van de totale weerstand. Als dit punt boven of onder het zwaartepunt ligt ontstaat er een kop- of staartlastig moment. Aangezien de weerstand met het kwadraat van de snelheid toeneemt, ontstaat er dus verschil in momenten tijdens verschil in snelheid. Dit verschil kan door het hoogteroer worden gecorrigeerd. Het is bekend hoe men op verschillende manieren de luchtkrachten kan benutten en dat het vliegtuig met de roeren kan worden gestabiliseerd. Maar juist hier kan teveel van het goede, grote schade aanrichten. Iedere toename van de wendbaarheid en beweeglijkheid kost de modelvlieger meer aandacht en concentratie. Een grote stabiliteit kan worden verkregen door grote roervlakken of een vleugel in V- of pijlstelling. De piloot hoeft dan bijna niets te doen of de modelvlieger raakt zijn installatie niet aan en laat het vanzelf vliegen. Hoe stabiel het model is des te vlugger en eigenwijzer reageert het