

# 2



PRINCIPES VAN HET VLIEGEN

# INHOUD

<b>2.1. Inleiding</b>	<b>3</b>
<b>2.2 Krachten op het vliegtuig</b>	<b>3</b>
<b>2.3 Aërodynamica, tweedimensionaal</b>	<b>5</b>
2.3.1 EIGENSCHAPPEN VAN LUCHT IN RUST	5
2.3.2 EIGENSCHAPPEN VAN EEN LUCHTSTROMING	6
2.3.5 WRIJVINGSLOZE STROMING ROND EEN CIRKELCILINDER	8
2.3.6 HET GEVOLG VAN WRIJVINGSKRACHTEN	9
2.3.7 DRUKWEERSTAND	9
2.3.8 WRIJVINGSWEERSTAND	11
2.3.9 DE STROMINGSVORM	11
2.3.10 OPPERVLAKTERUWHEID	12
2.3.11 STROMING ROND EEN PROFIEL	12
2.3.12 DRAAGKRACHT	13
2.3.13 PROFIELWEERSTAND	14
<b>2.4 Aërodynamica, driedimensionaal</b>	<b>16</b>
2.4.1 DEFINITIES EN BEGRIPPEN	16
2.4.2 DE VLEUGEL IN EEN LUCHTSTROMING	17
2.4.3 GEÏNDUCEERDE WEERSTAND	18
2.4.4 VLEUGELPOLAIRE	20
2.4.5 WEERSTANDSVORMEN	21
2.4.6 RESTWEERSTAND	21
2.4.7. INTERFERENTIEWEERSTAND	21
2.4.8 VLIETUIGKARAKTERISTIEK	22
2.4.9 INVLOED VAN DE VLEUGELVORM OP DE PLAATS VAN OVERTREK	22
2.4.10 GEVOLGEN VAN DE OVERTREK VOOR HET VLIETUIG	22
2.4.11 BEÏNVLOEDING VAN DRAAGKRACHT EN WEERSTAND	23
2.4.12 GRONDEFFECT	25
<b>2.5 Vliegmechanica</b>	<b>25</b>
<b>2.6 Vliegtuigprestaties</b>	<b>26</b>
2.6.1 KRACHTENEVENWICHT	26
2.6.2 SNELHEIDSPOLAIRE	26
2.6.3 KRACHTEN OP HET ZWEEFVLIETUIG IN DE BOCHT	29
2.6.4 INVLOED VAN DE DWARSHELLING OP DE BELASTING	30
2.6.5 DE MINIMUM SNELHEID IN DE BOCHT	30
2.6.6 DE STRAAL VAN DE GEVLOGEN CIRKEL	31
2.6.7 ONZUIVERE BOCHTEN	31
2.6.8 BELASTINGFACTOR	32
<b>2.7 Vliegeigenschappen</b>	<b>36</b>
2.7.1 BESTURING	36
2.7.2 RICHTINGBESTURING	37
2.7.3 ROLBESTURING	37
2.7.4 LANGSBESTURING	38
2.7.5 STUURKRACHTEN	38
2.7.6 TRIMMEN	39
2.7.7 PLAATSING VAN DE ROERDRAAIAS	39
2.7.8 STATISCHE EN DYNAMISCHE STABILITEIT	40
2.7.9 LANGSSTABILITEIT	41
2.7.10 RICHTINGSSTABILITEIT	42
2.7.11 ROLSTABILITEIT	42
2.7.12 DE SLIPPENDE VLUCHT	43
2.7.13 OVERTREK TIJDENS SLIPPEN	45
2.7.14 FLUTTER	45

## 2.1. Inleiding

Wanneer een zweefvliegtuig een snelheid heeft ten opzichte van de lucht worden er door de langstromende lucht krachten op uitgeoefend. De speciale vorm van het vliegtuig zorgt er voor dat deze luchtkrachten een grote component loodrecht op de bewegingsrichting hebben (draagkracht) en dat de component evenwijdig met de stroming (de weerstandskracht) zo klein mogelijk is. Er is dus een andere situatie dan in het geval van bijvoorbeeld een ronde kogel, die alleen weerstand heeft.

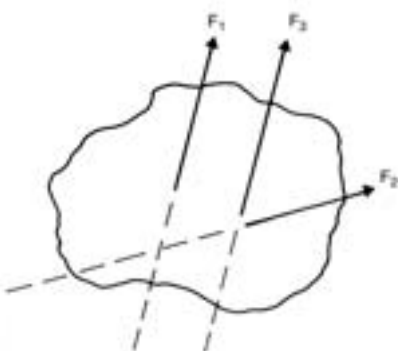
De luchtkrachten nemen toe met de snelheid; bij een zekere snelheid kan het zweefvliegtuig voldoende draagvermogen opwekken om te vliegen. Hieruit volgt dat een vliegtuig alleen in de lucht kan blijven als het ten opzichte van de lucht voldoende snelheid heeft. Het maakt voor theoretische beschouwingen geen verschil of het vliegtuig beweegt en de lucht stilstaat, of dat men zich het vliegtuig in rust denkt en er de lucht met vliegsnelheid, maar in tegengestelde zin, langs laat stromen. Gemakshalve zullen we ons het vliegtuig stilstand denken en de lucht laten bewegen, zoals in een windtunnel.

Om meer inzicht te krijgen in de theorie van het vliegen zal in de nu volgende paragrafen worden ingegaan op de aërodynamica van zweefvliegtuigen. Na een korte inleiding over de krachten op een zweefvliegtuig in paragraaf 2.2 wordt in paragraaf 2.3 de twee-dimensionale aërodynamica behandeld, waarbij ervan wordt uitgegaan dat de beschouwde omstroomde lichamen gelijkvormig zijn in één richting, zoals de omstroming van een lange buis die dwars op de stromingsrichting wordt gehouden. De drie-dimensionale aërodynamica, die wordt behandeld in paragraaf 2.4, beschrijft de omstroming van lichamen van willekeurige vorm. Worden bij de aërodynamica of stromingsleer de krachten en momenten ten gevolge van de langstromende lucht op het vliegtuig bekeken, de vliegmechanica behandelt de *beweging* van het vliegtuig onder invloed van deze grootheden. De vliegmechanica kan worden onderverdeeld in de prestatieleer, dat is de beweging van het vliegtuigzwaartepunt, en de leer der vliegeigenschappen, de bewegingen om het vliegtuigzwaartepunt. Deze worden behandeld in respectievelijk paragraaf 2.5 en 2.6.

## 2.2 Krachten op het vliegtuig

Een kracht in het algemeen wordt gekenmerkt door

- zijn grootte
- de richting waarin deze werkt
- de lijn waarlangs deze werkt.



2.1 Krachten op een lichaam.

Bij theoretische beschouwingen worden krachten vaak weergegeven door pijlen. De lengte van de pijl geeft de grootte van de kracht aan en de stand van de pijl geeft de richting aan, de plaats bepaalt de 'werklijn' waarlangs de kracht werkt. De krachten  $F_1$  en  $F_2$  in figuur 2.1 zijn even groot maar hebben verschillende richtingen en werklijnen. De krachten  $F_1$  en  $F_3$  zijn ongelijk, hebben dezelfde richting maar verschillende werklijnen

Een kracht wordt in het algemeen aangeduid met het symbool 'F'. De grootte van de kracht wordt uitgedrukt in aantallen 'Newton' (N). Er worden dus symbolen of tekens gebruikt enerzijds om een grootte aan te duiden en anderzijds om de eenheid waarin de waarde van de grootte wordt gemeten aan te geven.

Wanneer we een kracht beschouwen per oppervlakte-eenheid dan spreken we van 'druk' of 'spanning'. Druk wordt doorgaans aangeduid met 'p'. Oppervlak wordt vaak aangeduid met 'S' en gemeten in vierkante meters ( $m^2$ ). Druk is de kracht per eenheid van oppervlak dus  $p = F/S$ . De eenheid van druk is de 'Pascal' (Pa);  $1 \text{ Pa} = 1 \text{ N per } m^2$  of  $1 \text{ Nm}^{-2}$ .

De werklijn van een kracht en afstand ten opzichte van een bepaald punt bepaalt het 'moment' van die kracht. Het moment van kracht op een lichaam



2.2 Kracht en moment.

ten opzichte van een punt op dat lichaam geeft dat lichaam de neiging om dat punt te gaan draaien (figuur 2.2).

Het moment 'M' is gedefinieerd als de kracht maal de kortste afstand van het momentpunt tot de werklijn van de kracht ( $M = F l$ ) en wordt uitgedrukt in 'Newtonmeters' (Nm). Voor de lengte is hier het symbool 'l' gebruikt, gemeten in de eenheid 'meters' (m).

Tijdens de vlucht werken op het vliegtuig de volgende krachten:

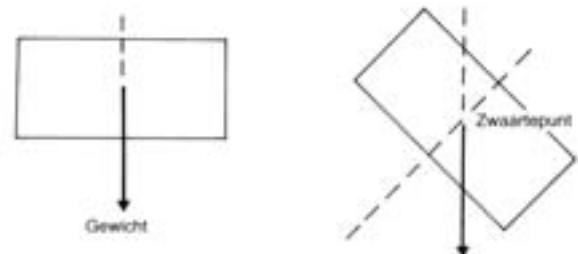
- luchtkracht
- zwaartekracht
- voortstuwingskrachten
- traagheidskrachten.

De luchtkrachten zijn die welke de omringende lucht op het vliegtuig uitoefent. De luchtkrachten ontstaan door druk en wrijvingskrachten respectievelijk loodrecht op en langs het gehele vliegtuigoppervlak. Behalve van de atmosferische omstandigheden hangen zij ook af van de stroming van de lucht langs dat oppervlak. De aërodynamica tracht inzicht te krijgen in de grootte, de richting en aangrijpingspunten van de luchtkrachten.

De zwaartekracht is de aantrekkingskracht van de aarde op het vliegtuig en alles wat er in zit. In onze beschouwingen is de zwaartekracht altijd even groot (strikt genomen afhankelijk van de plaats op aarde en de hoogte waarop wordt gevlogen) en werkt vertikaal naar beneden.

Wanneer een voorwerp in verschillende standen ten opzichte van het aardoppervlak wordt gehouden dan blijken de verschillende werklijnen van de zwaartekracht werkend op dat lichaam door één punt te gaan, het zwaartepunt (figuur 2.3).

2.3 Het zwaartepunt.



Het zwaartepunt van een lichaam is dat punt waar, ten behoeve van berekeningen, de totale massa van het lichaam geconcentreerd kan worden gedacht.

Voortstuwende krachten zijn die krachten die worden uitgeoefend op het vliegtuig door een lierkabel, sleepkabel, propeller of straalmotor, etc.

Traagheidskrachten treden op wanneer de beweging van bijv. een vliegtuig niet langs een rechte lijn plaatsvindt (bochten, loopings) en wanneer het vliegtuig versnelt of vertraagt (start, afremmen). De zwaartekracht en de traagheidskrachten grijpen schijnbaar in het zwaartepunt aan. Een kracht waarvan de werklijn door het zwaartepunt gaat oefent geen moment uit op het lichaam. Van groot belang zijn in dit verband de door Sir Isaac Newton geformuleerde bewegingswetten. Deze wetten waar in dit hoofdstuk direct of indirect naar zal worden verwezen luiden:

- traagheidswet (ofwel evenwichtswet):

Ieder lichaam waarop geen krachten werken, voert een rechtlijnige beweging met constante snelheid uit of is in rust.

-  $F = m a$

De versnelling ( $a$ ) van een lichaam is recht evenredig aan de kracht ( $F$ ) en omgekeerd evenredig aan de massa ( $m$ ) van dat lichaam. De richting van de versnelling is gelijk aan die van de kracht die de versnelling veroorzaakt.

- actie is reactie:

Bij iedere actie is er een even grote, doch tegengestelde reactie.

Toelichting op de tweede wet van Newton

De eenheid van massa is de kilogram ( $kg$ ), de eenheid van kracht is de Newton ( $N$ ) en de eenheid van versnelling is de  $m/sec^2$ . Een kracht van  $1 N$  geeft aan een massa van  $1 kg$  een versnelling van  $1 m/sec^2$ .

De zwaartekracht oefent op alle voorwerpen een zodanige kracht uit dat ze bij vrije val (in vacuüm, dus zonder luchtweerstand) een versnelling onder vinden van  $9,81 m/sec^2$ . De zwaartekracht op een voorwerp is dus evenredig met de massa van dat voorwerp. De versnelling door de zwaartekracht wordt altijd aangegeven met de kleine letter  $g$ .

De zwaartekracht op aarde varieert enigszins met de geografische breedte en neemt af met de hoogte. Voor vliegtechnische berekeningen mag de zwaartekracht echter als constant worden beschouwd.

Het gewicht  $G$  van een voorwerp is de kracht waarmee het wordt aangetrokken door de aarde. Volgens de tweede wet van Newton

$$F = m a \text{ ofwel } G = m g$$

Op de maan bedraagt de versnelling door de zwaartekracht  $1,62 m/sec^2$ , dus een voorwerp van  $1 kg$  massa weegt op aarde  $9,81 N$  en op de maan  $1,62 N$ . In het dagelijkse leven wordt een gewicht veelal uitgedrukt in  $kgf$  (kilogramkracht):  $1 kgf = 9,81 N$ , dus  $1 kg$  (massa) weegt op aarde  $1 kgf$ , maar op de maan  $0,165 kgf$ .

## 2.3 Aërodynamica, tweedimensionaal

Het ontstaan van luchtkrachten wordt in deze paragraaf behandeld aan de hand van stromingen om tweedimensionale lichamen.

Voorafgaand aan deze beschouwingen zullen, aangezien vliegtuigen zich bewegen door de atmosfeer, een aantal begrippen van lucht in rust, zoals luchtdruk en luchtdichtheid, en vooral wetmatigheden van stromende lucht worden behandeld.

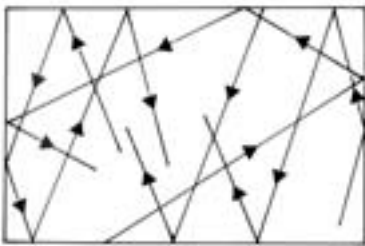
### 2.3.1 EIGENSCHAPPEN VAN LUCHT IN RUST

Luchtdruk

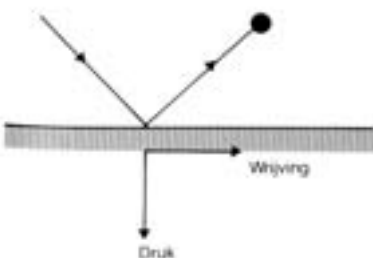
'Stilstaande' lucht bestaat uit deeltjes die kris kras langs elkaar schieten. Elk heeft zijn eigen snelheid en richting. Als ze tegen een wand of tegen elkaar botsen verandert plotseling hun bewegingsrichting (vergelijk biljartballen). Het botsen van ontelbare deeltjes tegen een oppervlak voelt dat oppervlak als druk. De grootte van de druk wordt bepaald door het aantal botsingen per oppervlakte-eenheid, de snelheid van de botsende deeltjes (ofwel: de temperatuur) en de massa van de botsende deeltjes. Voorts komt een botsing loodrecht op een wand harder aan dan een die de wand onder een hoek raakt. In het gesloten doosje van figuur 2.4 zal het aantal botsingen op de wand, dus de druk, behalve van de snelheid van de deeltjes ook afhangen van het aantal luchtdeeltjes in het doosje.

Wanneer de luchtdeeltjes de neiging hebben zich overwegend in één richting te verplaatsen dan ontstaat iets dat wordt gevoeld als een stroming. In dat geval is het aantal botsingen en de gemiddelde richting van de botsingen afhankelijk van de stand van het oppervlak.

Luchtdeeltjes botsen niet allemaal loodrecht op het oppervlak. Ze oefenen daarom behalve druk ook wrijving uit (figuur 2.5). Bij stilstaande lucht heffen



2.4 Luchtdruk.



2.5 Wrijvingskracht

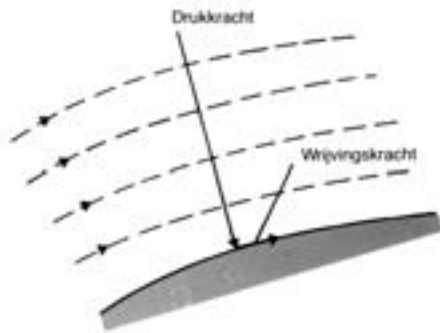
de wrijvingskrachtjes van de ontelbare deeltjes (die van alle kanten komen) elkaar op, alleen de druk blijft over.

#### Luchtdichtheid

In het voorgaande is gesteld dat de druk mede afhankelijk is van het aantal luchtdeeltjes per volume-eenheid en de massa van die deeltjes. Samen bepalen deze de massa per volume-eenheid, soortelijke massa genoemd. Voor lucht spreken we van 'luchtdichtheid', aangeduid met de Griekse letter  $\rho$  (rho). Deze wordt dus uitgedrukt in massa per volume

$$\rho = \frac{\text{aantal kg massa}}{\text{aantal m}^3}$$

In de zgn. standaardatmosfeer (zie het hoofdstuk Meteorologie) is op zeeniveau  $\rho = 1,225 \text{ kg massa/m}^3$ . Omdat op het aardoppervlak 1 kg gewicht ongeveer gelijk is aan 1 kg massa, wil dit zeggen dat 1 m<sup>3</sup> lucht  $\pm 1,225 \text{ kgf}$  weegt. Op grotere hoogten zitten minder deeltjes in een kubieke meter. In de standaardatmosfeer is de dichtheid op 2000 m hoogte afgenomen tot 1,01 kg massa/m<sup>3</sup>.

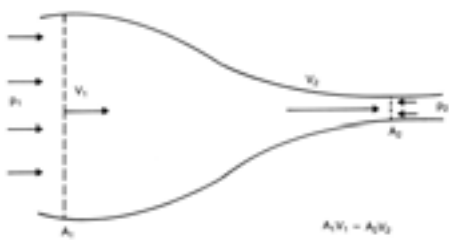


2.6 Luchtkrachten.

#### 2.3.2 EIGENSCHAPPEN VAN EEN LUCHTSTROMING

Alle krachten, die een luchtstroming op een lichaam uitoefent, zijn zoals gezien een gevolg van drukken en wrijvingen resp. loodrecht op of langs het oppervlak van een lichaam (zie figuur 2.6). De wrijvingskrachten zijn vaak klein ten opzichte van de drukkrachten, zodat deze bij een eerste beschouwing over stromingen kunnen worden verwaarloosd.

Daarnaast zijn bij de snelheden waarmee zweefvliegtuigen vliegen de drukverschillen ten opzichte van de atmosferische druk die in een stroming ontstaan zo klein, dat in eerste benadering de dichtheid in de luchtstroming als constant kan worden aangenomen. Dat wil zeggen dat de lucht daarbij net als een vloeistof als onsamendrukbaar kan worden beschouwd. Voorts heeft de lucht een zekere viscositeit, die zich uit in kleine wrijvingskrachten tussen de verschillende (lucht)deeltjes onderling. Ook deze krachten worden bij de volgende beschouwing verwaarloosd.



2.7 De continuïteitswet

#### 2.3.3 De continuïteitswet

Om deze wet af te leiden wordt de stroming in een buis met variabele doorsnede (zie figuur 2.7) beschouwd.

In twee verschillende doorsneden  $A_1$  en  $A_2$  (m<sup>2</sup>) zijn de snelheden respectievelijk  $V_1$  en  $V_2$  (m/s) en de statische drukken in de stroming  $p_1$  en  $p_2$  (N/m<sup>2</sup>). Bij 1 stroomt per tijdseenheid de luchtmassa  $A_1V_1\rho$  toe en bij 2 stroomt de luchtmassa  $A_2V_2\rho$  af. Als de lucht onsamendrukbaar is en de stroming stationair, dat wil zeggen dat deze niet verandert met de tijd, dan moeten deze volumestromen onderling gelijk zijn, dus

$$A_1V_1\rho = A_2V_2\rho$$

na deling door de luchtdichtheid  $\rho$

$$A_1V_1 = A_2V_2$$

(3.1)

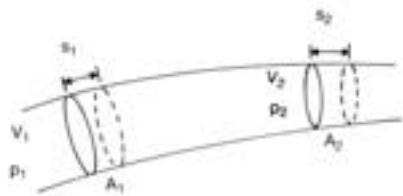
Bij een stationaire stroming is het product van doorstroomoppervlak en snelheid constant, ofwel het volume dat per tijdseenheid door een doorsnede stroomt (m<sup>3</sup>/s) blijft constant. Dit noemt men de *continuïteitswet* of *wet van behoud van volume*.

### 2.3.4 De wet van Bernoulli

Wanneer lucht door een buis met een afnemende doorsnede stroomt wordt de snelheid dus groter. Deze toename van energie in de vorm van snelheid (kinetische energie) moet ten koste gaan van een andere energievorm. De enige energievorm die voor beïnvloeding in aanmerking komt is de druk (een vorm van potentiële energie).

Bij toename van de snelheid zal de druk dus moeten afnemen en andersom. Het verband tussen snelheid en druk, de wet van Bernoulli, kan als volgt worden afgeleid.

In de stroombuis van figuur 2.8 zijn  $A_1$  en  $A_2$  de doorsneden waar de snelheden respectievelijk  $V_1$  en  $V_2$  zijn en de drukken  $p_1$  en  $p_2$ . De luchtdichtheid is overal  $\rho$ .



2.8 De Stroombuis.

In figuur 2.8 hebben de doorsneden  $A_1$  en  $A_2$  zich in een zeer kort gedachte tijd verplaatst over een afstand  $s_1$  resp.  $s_2$ , zoals is aangegeven door de gestippelde lijnen. De oppervlakken, luchtsnelheden en luchtdrukken zijn dezelfde gebleven. De verrichte arbeid is gelijk aan kracht maal weg. Deze is gelijk aan de toename van het arbeidsvermogen van beweging ( $\frac{1}{2} mV^2$ ). De bij  $A_1$  verrichte arbeid is  $+ A_1 p_1 s_1$  en bij  $A_2$  is die  $- A_2 p_2 s_2$ . De laatste bijdrage is negatief omdat de lucht zich verplaatst, tegengesteld aan de richting waarin de druk werkt. De totale arbeid die op de ingesloten luchthoeveelheid is verricht is dus

$$A_1 p_1 s_1 - A_2 p_2 s_2 \quad (3.2)$$

Bij  $A_1$  is het arbeidsvermogen van beweging veranderd met  $-\frac{1}{2} \rho A_1 s_1 V_1^2$

en bij  $A_2$  met  $+\frac{1}{2} \rho A_2 s_2 V_2^2$

dus in totaal met  $+\frac{1}{2} \rho A_2 s_2 V_2^2 - \frac{1}{2} \rho A_1 s_1 V_1^2$ . (3.3)

Stelt men nu (3.2) = (3.3) en  $A_1 s_1 = A_2 s_2$  (continuïteitswet, immers

$$V_1 = \frac{s_1}{t} \text{ en } V_2 = \frac{s_2}{t}) \text{ dan volgt}$$

$$p_1 - p_2 = \frac{1}{2} \rho V_2^2 - \frac{1}{2} \rho V_1^2$$

$$\text{ofwel } p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$

Eenzelfde redenering kan men toepassen voor elke willekeurige doorsnede van de stroombuis. Men kan dus schrijven

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 \text{ is constant.}$$

De term  $\frac{1}{2} \rho V^2$  is het arbeidsvermogen van beweging per volume-eenheid.

De term  $p$  is het arbeidsvermogen van plaats per volume-eenheid. De wet van Bernoulli komt dus overeen met de wet van behoud van arbeidsvermogen, die stelt dat de som van de verschillende soorten arbeidsvermogen constant is.

De wet van Bernoulli geeft van een *onsamendrukbaar, wrijvingsloos* gas het verband tussen de snelheid en de druk in elk punt van de stroming. Hiermee kan in principe het drukverloop over een lichaam dat in een luchtstroming is geplaatst (tot circa 400 km/h) worden berekend.

De statische drukken  $p_1$  en  $p_2$  zijn drukken die loodrecht op de wand van de stroombuis worden gevoeld. Als de wand van de stroombuis bijvoorbeeld de vleugel huid is dan volgt met de wet van Bernoulli de druk op elke plaats van



de vleugel. De grootheid  $\frac{1}{2} \rho V^2$  heeft de dimensie van een druk en wordt de *dynamische druk* of *stuwdruk* van een stroming genoemd. Deze naam is duidelijk als men nagaat wat er gebeurt als in een stroming met een oorspronkelijke snelheid  $V_1$  en een statische druk  $p_1$  de snelheid in een of ander punt tot nul afneemt. In dat punt wordt de stroming geheel opgestuwd en neemt de druk met  $\frac{1}{2} \rho V^2$  toe, want in dat punt is de druk volgend Bernoulli

$$p = p_1 + \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (3.4)$$

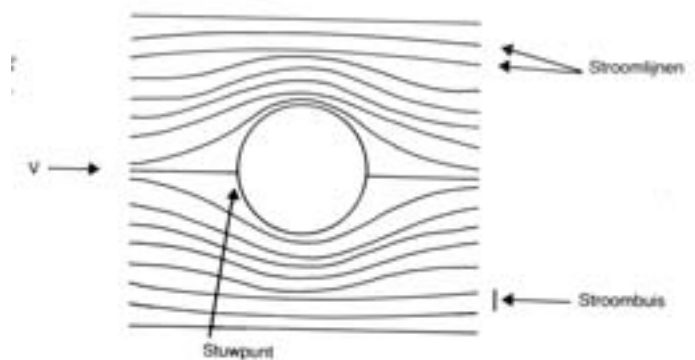
De waarde van  $p_1 + \frac{1}{2} \rho V^2$  wordt de *totale* of *energiedruk* genoemd, omdat deze alle energie in de stroming is, die hetzij in druk hetzij in snelheid kan worden omgezet. Het verschil tussen de totale druk en de statische druk is gelijk aan  $\frac{1}{2} \rho V^2$ , de drukverhoging die door opstuwing van de stroming in het *stuwpunt* optreedt. Het punt waarin de druk een waarde heeft die gelijk is aan de hoogste druk die in de stroming kan voorkomen wordt dus een *stuwpunt* genoemd.

### 2.3.5 WRIJVINGSLOZE STROMING ROND EEN CIRKELCILINDER

Vervolgens bekijken we de stroming rond een lichaam in een stationaire (wrijvingsloze) luchtstroming (figuur 2.9) en voeren het begrip *stroomlijn* in als de baan van een luchtdeeltje. Het deel van de stroming dat is begrensd door stroomlijnen wordt *stroombuis* genoemd. Aangezien in een stationaire stroming twee stroomlijnen elkaar nooit snijden is er geen uitwisseling van deeltjes binnen en buiten de stroombuis. In dit opzicht is een stroombuis met een echte buis te vergelijken.

In iedere stroombuis zal de stroming zich gedragen volgens de wet van

2.9 Wrijvingsloze stroming rond een cirkelcilinder.



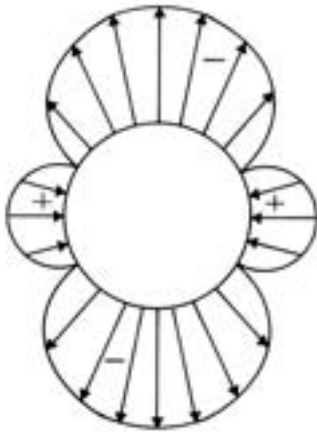
Bernoulli. De stroomlijn die aankomt op het centrum van de cirkelcilinder in figuur 2.9 eindigt op die cirkel in het *stuwpunt*, waar de snelheid nul is geworden. De druk is daar gelijk aan de totale of energiedruk in de stroming, de toename in de druk ten opzichte van de atmosferische druk is de dynamische druk. Ver van de cilinder 'merkt' de stroming bijna niets meer van de cilinder en zijn de stroomlijnen vrijwel evenwijdig. Opzij van de cilinder komen de stroomlijnen weer naar elkaar toe en daar de lucht niet samendrukbaar is moet zij volgens de continuïteitswet naast de cilinder sneller stromen dan ver ervoor, omdat de cilinder het doorstroomoppervlak heeft verminderd. Aan de boven- en onderkant van de cilinder heerst derhalve een lagere druk zoals volgt uit de wet van Bernoulli (vanwege de symmetrie van gelijke grootte). Als er geen wrijving optreedt langs het cilinderoppervlak dan volgen de stroomlijnen het cilinderoppervlak en komen weer netjes bij elkaar.

Toepassing van de wet van Bernoulli bij het zweefvliegen zijn naast de stroming rond de speciaal voor zweefvliegtuigen ontwikkelde profielen, te vinden in de snelheidsmeting en de venturibuis voor variometers. Beide worden behandeld in het hoofdstuk *Instrumenten*.



### 2.3.6 HET GEVOLG VAN WRIJVINGSKRACHTEN

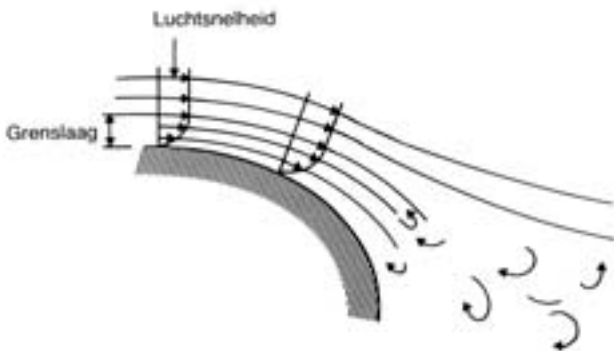
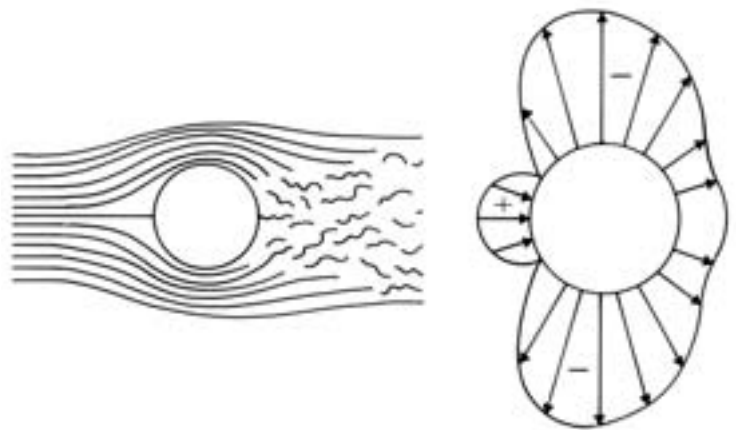
Bij de beschouwing van een cirkelvormig lichaam in een wrijvingsloze onsamendrukbare stroming blijkt een symmetrische stroming te ontstaan, dat wil zeggen dat ook de drukverdeling zowel aan de boven- als aan de onderkant als aan de voor- en achterzijde symmetrisch is (zie figuur 2.10). De optredende onder- en overdrukken zijn aangegeven door pijlen die loodrecht op het oppervlak staan en waarvan de lengte een maat is voor het drukverschil met de statische druk in de stroming op grote afstand van het lichaam.



2.10 Drukverdeling rond een cilinder in een wrijvingsloze, onsamendrukbare stroming.

Er is geen resulterende kracht op de cilinder, dit geldt voor elk symmetrisch lichaam in een dergelijke stroming. Bekijken we vervolgens hetzelfde lichaam in een stroming met wrijving dan ontstaat het stromingsbeeld van figuur 2.11 met bijbehorende drukverdeling. Opvallen bij dit stromingsbeeld is vooral het gedrag van de stroming aan de achterkant van het lichaam waar een 'zog' van wild wervelende luchtdeeltjes ontstaat. Om dit effect te verklaren moet de stroming dicht bij het oppervlak worden bekeken. Vlak op het oppervlak is de snelheid van de stroming gelijk aan nul. Op een zekere afstand van het oppervlak is de stroming gelijk aan de zogenoemde buitenstroming. In de tussenliggende luchtlaag, die de *grenslaag* wordt genoemd (zie figuur 2.12) neemt de snelheid van de luchtdeeltjes door remming af naarmate de afstand tot het oppervlak kleiner wordt. De snelheid zal hierdoor op een bepaalde plaats zo laag zijn dat de stroming het oppervlak van de cilinder niet meer kan volgen

2.11 De cilinder in een stroming met wrijving.



2.12 Snelheidsverdeling in de grenslaag.

en loslaat. Van invloed op de loslating is dat de lucht van een lage druk naar een hoge druk moet stromen. De druk zal dan aan de achterkant van de cilinder in plaats van toenemen tot de dynamische druk slechts toenemen tot de statische druk of zelfs iets lager.

### 2.3.7 DRUKWEERSTAND

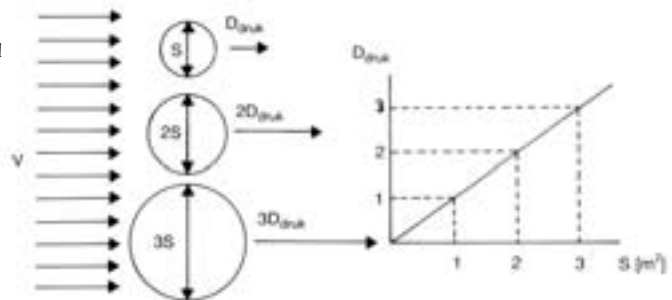
Het gevolg van een luchtstroming met wrijving is dat er een drukkracht in de stromingsrichting op het lichaam resulteert, de zogenoemde *drukweerstand*. Deze drukweerstand hangt af van de volgende factoren

- de grootte van het aanstromingsoppervlak ( $S$ )
- de luchtsnelheid ( $V$ )
- de luchtdichtheid ( $\rho$ )
- de vorm van het lichaam ( $C_{d \text{ vorm}}$ )
- de stand van het lichaam in de stroming.

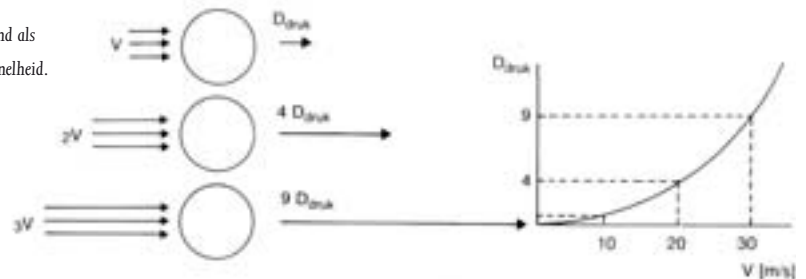
De drukweerstand  $D_{\text{druk}}$  is, voor een lengte-eenheid van de cilinder in spanwijdterichting (per meter), lineair afhankelijk van het frontaal oppervlak  $S$  (zie figuur 2.13) waarbij lineair betekent dat bij een tweemaal zo groot oppervlak de drukweerstand tweemaal zo groot is.

De drukweerstand neemt kwadratisch toe met de lichtsnelheid ofwel bij een tweemaal zo grote snelheid wordt de weerstand  $2 \times 2 = 4$  maal zo groot (zie figuur 2.14).

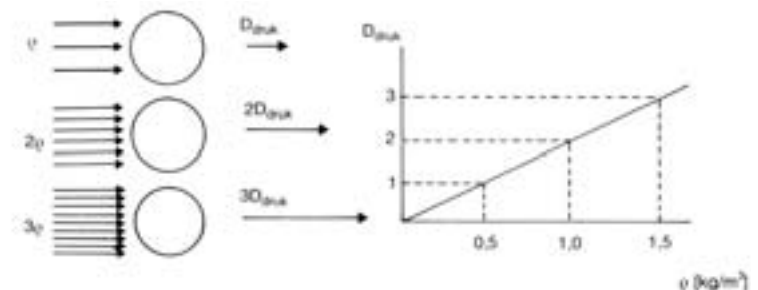
2.13 Drukweerstand als functie van het frontaal oppervlak.



2.14 Drukweerstand als functie van de snelheid.



2.15 Drukweerstand als functie van de luchtdichtheid.














De drukweerstand is lineair afhankelijk van de luchtdichtheid (evenals van het frontaal oppervlak, zie figuur 2.15). De luchtdichtheid is afhankelijk van de luchtdruk en de temperatuur. Als de luchtdruk afneemt zet de lucht uit en wordt ook de luchtdichtheid kleiner, maar bij afnemende temperatuur neemt de luchtdichtheid juist toe.

Bij toenemende hoogte boven de aarde neemt  $\rho$  dan ook weliswaar af, doch -onder invloed van de eveneens dalende temperatuur- minder snel dan door de luchtdruk. De verandering van  $\rho$  in de onderste lagen van de atmosfeer is zo klein dat deze voor ons van weinig belang is.

Bij een gelijkblijvend oppervlak, dezelfde snelheid en luchtdichtheid verandert de drukweerstand met de lichaams- of profielvorm. Een gestroomlijnd lichaam (bijvoorbeeld een vleugelprofiel) heeft een duidelijk lagere weerstand dan een platte schijf (bijvoorbeeld een remklep). Deze bijdrage in de drukweerstand wordt uitgedrukt in de weerstandscoefficiënt  $C_{d \text{ druk}}$ . In onderstaande tabel staat een aantal waarden voor de weerstandscoefficiënt bij verschillende lichaamsvormen samengevat. Ter illustratie is ook een aantal driedimensionale vormen gegeven. De weerstandscoefficiënten daarvan zijn lager dan de equi-

valente tweedimensionale lichaamsvormen, omdat de lucht er langs alle zijden omheen kan stromen en niet alleen boven- en onderlangs.

Tabel 2.1 De weerstandcoëfficiënt van diverse lichaamsvormen.

<i>2-dimensionaal</i>		
		$C_{d\ form}$
	Ronde draad	1,0
	Druppelvormige draad	0,3
	Slanke druppelvormige draad (profielvorm)	0,12
	Vlakke plaat (remklep)	1,98
<i>3-dimensionaal</i>		
	Bol	0,22
	Halve bol	1,32
	Halve bol	0,34
	Vlakke ronde schijf	1,15
	Druppelvorm (sigaar)	0,05
	Omgekeerde druppelvorm	0,17
	Luchtschipvorm	0,11

De drukweerstand kan nu als volgt in formulevorm worden weergegeven

$$D_{\text{druk}} = C_{d\ \text{druk}} \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (3.5)$$

waarbij  $S$  een referentieoppervlak is. In de tabel is  $S$  de grootste doorsnede van het lichaam loodrecht op de stroming; bij vliegtuigen wordt doorgaans het vleugeloppervlak als referentie genomen. Opgemerkt wordt dat voor een bepaald lichaam de drukweerstand afhankelijk is van de stand van dat lichaam in de stroming. Hierop zal later, bij de behandeling van het vleugelprofiel, worden teruggekomen.

### 2.3.8 WRIJVINGSWEERSTAND

Zoals hiervoor al is opgemerkt ondervindt een lichaam in een stroming een wrijvingskracht die gericht is langs het oppervlak. Dit proces speelt zich af in de grenslaag, het laagje lucht dat zich vlak bij het vliegtuig bevindt.

Deze wrijvingskracht hangt af van twee factoren:

- de stromingsvorm in de grenslaag
- de oppervlakteruwheid

### 2.3.9 DE STROMINGSVORM

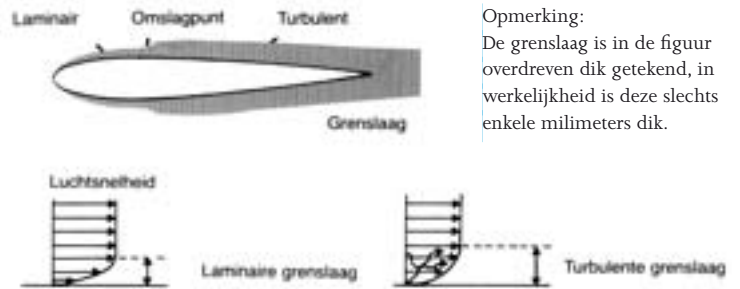
Er wordt onderscheid gemaakt tussen twee verschillende stromingsvormen:

- laminaire stromingen
- turbulente stromingen

In de laminaire stromingen bewegen de luchtdeeltjes zich naast elkaar langs de stroomlijnen zonder zich onderling te vermengen. De opstijgende rook van een sigaret in rustige lucht geeft eerst een gladde laminaire stroming tot

een bepaald punt, het omslagpunt, waarna de stroming een onrustig turbulent beeld geeft. In deze turbulente stroming vindt wel een uitwisseling plaats van luchtdeeltjes tussen de verschillende stroomlijnen. Wanneer de stroming in de grenslaag van een vleugelprofiel wordt bekeken dan zal deze aanvankelijk laminair zijn om na een zekere afstand over te gaan in een turbulente stroming. De omslag van de stroming van laminair naar turbulent vindt plotseling plaats en hangt af van de lichtsnelheid, de lichaamsvorm en de oppervlakteruwheid. Bij een positieve drukgradiënt in de stroming, dus van een lage naar een hoge druk, zal de grenslaag snel omslaan. Naarmate de stroming langer langs een lichaam loopt neemt de grenslaagdikte toe; vooral na de omslag is een duidelijke toename van de grenslaagdikte waar te nemen (zie figuur 2.16).

2.16 Ontwikkeling van de grenslaag.



Van belang voor de vleugel, maar bij moderne zweefvliegtuigen ook voor andere delen zoals staartvlakken en romp, is dat de laminaire stroming een geringere wrijving heeft dan de turbulente stroming.

Opgemerkt wordt dat bijvoorbeeld bij een vleugelprofiel de ligging van het omslagpunt tevens afhankelijk is van de stand van het profiel in de stroming. Hierop wordt later nog teruggekomen.

### 2.3.10 OPPERVLAKTERUWHEID



2.17 De oppervlakteruwheid.

Een glad oppervlak heeft uiteraard een aanzienlijk lagere weerstand dan een ruw of golvend oppervlak. Onder oppervlakteruwheid wordt verstaan de gemiddelde korrelhoogte (zie figuur 2.17).

Wanneer de korrelhoogte  $k$  kleiner is dan ongeveer 0,1 mm dan beïnvloedt de oppervlakteruwheid de ligging van het omslagpunt niet meer. Aanwezigheid van inspectieluiken, ijsafzetting, regendruppels, vuil of insecten kan de weerstand van de vleugel door vervroegde omslag nadelig beïnvloeden. Het meest gevoelig is het voorste deel van de vleugel en vooral de bovenzijde. Aangezien de wrijvingsweerstand eveneens afhankelijk is van de stuwdruk en het oppervlak kan deze geschreven worden als

$$D_{\text{wrijving}} = C_{d \text{ wrijving}} \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (3.6)$$

De coëfficiënt  $C_{d \text{ wrijving}}$  is afhankelijk van de eerder genoemde stromingsvorm en van de oppervlakteruwheid.

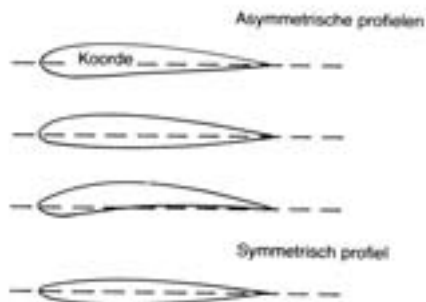


Aansluiting van de vleugel aan de romp van een DG-1000. Duidelijk is de profielvorm van de vleugelwortel zichtbaar.

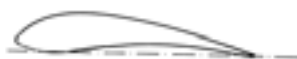
### 2.3.11 STROMING ROND EEN PROFIEL

Tot nu toe zijn alleen symmetrische lichamen in een luchtstroming bekeken. De resulterende kracht loodrecht op de stromingsrichting is daarbij gelijk aan nul. De dwarsdoorsnede van een vleugel heeft een kenmerkende van voren min of meer afgeronde en van achteren spits toelopende vorm, deze doorsnede wordt het vleugelprofiel genoemd. Er bestaan vleugelprofielen in talrijke soorten, elk met andere aërodynamische eigenschappen. Door berekeningen en proeven aan vleugelmodellen in windtunnels kunnen deze eigenschappen worden bepaald.

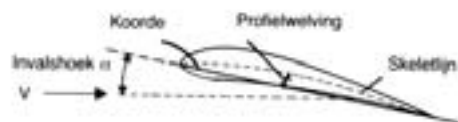
Naar hun omtrekform kan men de vleugelprofielen verdelen in symmetrische en asymmetrische profielen (zie figuur 2.18).



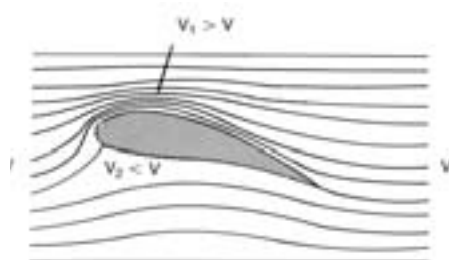
2.18 Vleugelprofielen.



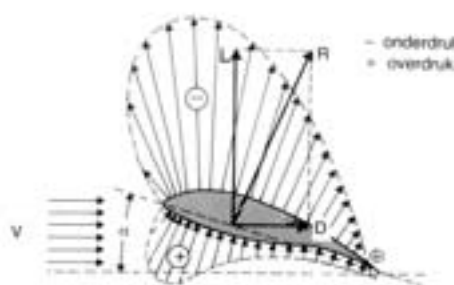
2.19 Raaklijnkoorde.



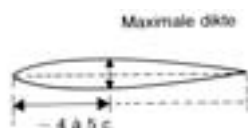
2.20 Invalshoek en welling.



2.21 Strooming rond een profiel.



2.22 Drukverdeling rond een profiel.



2.23 Laminair profiel.

De lijn die als basis wordt gebruikt voor het vastleggen van de afmetingen en de stand van een vleugelprofiel noemt men de *koorde* van het profiel. Bij symmetrische profielen beschouwt men de symmetrieas als koorde, bij asymmetrische profielen de langst mogelijke rechte lijn door het achterste punt en het voorste punt op de neus. Bij de oudere asymmetrische profielen met sterk gewelfde onderzijde koos men wel de raaklijn aan de onderzijde als koorde; men spreekt dan van *raaklijnkoorde* (figuur 2.19).

De lijn halverwege de onderkant en de bovenkant van het profiel wordt de *skeletlijn* of *welvingslijn* genoemd. De maximale afstand tussen de skeletlijn en de koorde wordt de *profielwelling* genoemd (zie figuur 2.20). Bij een positief gewelfd profiel is het deel van het oppervlak van het profiel boven de koorde groter dan het deel beneden de koorde. Een belangrijke hoek is de hoek die de koorde van het profiel met de aanstroomrichting van de lucht maakt. Deze hoek wordt de *invalshoek*  $\alpha$  (alfa) genoemd.

De bovenzijde van bijvoorbeeld een asymmetrisch profiel (zie figuur 2.21) wordt gekenmerkt door de bolle vorm. Door deze vorm komen de stroomlijnen, zoals eerder gezegd, dichter bij elkaar te liggen en zullen zij aan de onderzijde enigszins wijken. Vóór het profiel ontstaat een opgaande stroming. De stroming aan de achterkant van het profiel heeft een neergaande component. Uit de continuïteitswet volgt dat de snelheid van de luchtdeeltjes aan de bovenkant groter wordt en aan de onderkant juist lager ten opzichte van de ongestoorde stroming. Volgens de weg van Bernoulli is dan de druk aan de bovenkant lager en die aan de onderkant hoger dan de statische druk in de ongestoorde stroming ver weg van het profiel. Er ontstaat een drukverdeling over het profiel zoals is aangegeven in figuur 2.22.

De totale resulterende kracht  $R$  kan worden ontbonden in een kracht in de stromingsrichting, de *weerstandskracht*  $D$ , en een loodrecht op de stromingsrichting, die de *draagkracht*  $L$  wordt genoemd. De onderdruk aan de bovenzijde van het profiel draagt aanzienlijk meer bij tot de draagkracht dan de overdruk aan de onderzijde.

### 2.3.12 DRAAGKRACHT

Uit proeven is gebleken dat de draagkracht van een profiel van vijf factoren afhangt

- de luchtsnelheid ( $V$ )
  - het vleugeloppervlak ( $S$ )
  - de eigenschappen van het vleugelprofiel
  - de invalshoek ( $\alpha$ )
  - de luchtdichtheid ( $\rho$ )
- }  $C_l$

**Snelheid.** Hieronder wordt verstaan de snelheid van de ongestoorde stroming ten opzichte van het profiel ofwel bij het vliegtuig de snelheid van het vliegtuig ten opzichte van de lucht. De draagkracht is evenals de weerstand evenredig met de dynamische druk  $\frac{1}{2} \rho V^2$ , dus evenredig met het kwadraat van de snelheid en recht evenredig met de *luchtdichtheid*  $\rho$ .

**Vleugeloppervlak.** De draagkracht is recht evenredig met het vleugeloppervlak. Zware vliegtuigen zullen dus in het algemeen een grotere vleugel bezitten dan lichte. Bij zweefvliegtuigen levert iedere vierkant meter van het vleugeloppervlak onder normale omstandigheden een draagkracht van 250 à 500 N.

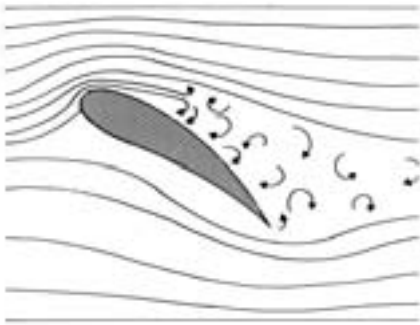
De *vleugelbelasting*, dat is het quotiënt van gewicht  $G$  en vleugeloppervlak  $S$ , zal daarom in de regel  $G/S = 250$  à  $500$  N/m<sup>2</sup> bedragen.

**Profielvorm.** Deze is van invloed op de drukverdeling over de boven- en onderzijde van het profiel. Uitgebreide onderzoeken in windtunnels hebben vele verschillende profielen opgeleverd, die elk voor een bepaald doel de gunstigste eigenschappen bezitten. Bij zweefvliegtuigen gebruikt men assymetrische profielen voor de vleugels en symmetrische voor de staartvlakken. Voor de



vleugels wordt in toenemende mate gebruik gemaakt van zogenoemde laminaire profielen. Deze onderscheiden zich in de eerste plaats van de oudere profielen doordat hun grootste dikte verder naar achteren ligt (bijvoorbeeld op 40 of 50% van de koorde, van voren af gemeten, in plaats van 25 of 30% bij de oudere vormen, zie figuur 2.23). Het punt van laagste druk, waarachter een positieve drukgradiënt ontstaat, en daarmee een omslag van laminaire naar turbulente stroming in de grenslaag, verschuift bij deze profielen op boven- en onderkant naar achteren. Dit heeft een lagere wrijvingsweerstand tot gevolg. Bij de bespreking van de profielweerstand komen wij op de eigenschappen van deze profielen terug.

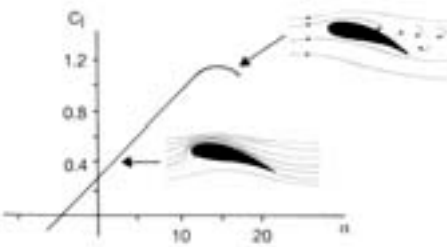
Evenals bij de weerstand wordt de bijdrage van de profielvorm (dikte, werving, plaats van de grootste dikte) aan de draagkracht uitgedrukt in een dimensieloze coëfficiënt, de draagkrachtcoëfficiënt  $C_l$ . Behalve van de genoemde profielvorm blijkt deze coëfficiënt nog af te hangen van de stand van het profiel in de stroming ofwel van de invalshoek.



2.24 Losgelaten stroming rond een profiel.

**Invalshoek.** Hoe groter de invalshoek  $\alpha$ , des te groter de draagkrachtscoëfficiënt  $C_l$ ; bij kleine invalshoeken neemt  $C_l$  ongeveer evenredig met de invalshoek toe (zie figuur 2.25). Deze toeneming gaat echter niet onbeperkt door. De luchtstroom die aanvankelijk tegen het profiel 'aanlag' kan ten slotte de profielomtrek niet meer volgen en laat aan de bovenzijde van het profiel los, waarbij zich daar achter een zog van snel wervelende luchtdeeltjes vormt (zie figuur 2.24). De invalshoek waarbij de grootste waarde van  $C_l$  wordt bereikt, is circa  $15^\circ$ , een waarde die betrekkelijk weinig afhankelijk is van het vleugelprofiel.

Overschrijdt de invalshoek deze waarde dan neemt de draagkrachtscoëfficiënt weer af. Omdat vergroting van de invalshoek door de vlieger wordt bewerkstelligd door te trekken aan de stuurknuppel noemt men dit verschijnsel *overtrekken* van het profiel van de vleugel.

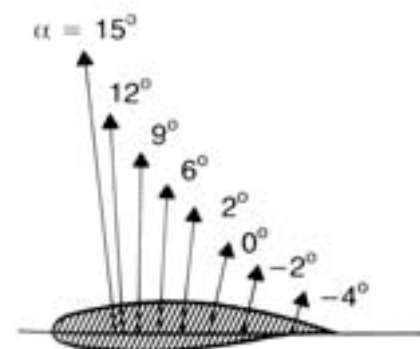


2.25 Draagkracht(-coëfficiënt) als functie van de invalshoek.

Bij een positief gewelfd profiel is de draagkracht bij  $0^\circ$  invalshoek positief en (bijvoorbeeld in figuur 2.25) pas bij een invalshoek van ongeveer  $-6^\circ$  gelijk aan nul. De resulterende luchtkracht  $R$  (zie figuur 2.22) die te splitsen is in een weerstands- en een draagkracht, is niet alleen in grootte maar ook in richting en in aangrijpingspunt afhankelijk van de invalshoek. Daartoe is het *drukpunt* gedefinieerd als het snijpunt van de werklijn van de resulterende kracht  $R$  met de koorde (het moment om dit punt is dus nul). Bij toenemende invalshoek zal  $R$  toenemen. Bij een symmetrisch profiel ligt het drukpunt in het kwartskoorde punt, en bij een gewelfd profiel loopt het aangrijpingspunt van  $R$  bij toenemende invalshoek steeds verder naar voren (figuur 2.26), naar het kwartskoorde punt.

Op het belang van dit effect zal nog bij de behandeling van de luchtkrachten op de vleugel worden teruggekomen. De verandering van de werklijn van  $R$  heeft ook een verandering van het moment van deze kracht en opzichte van een momentenpunt tot gevolg. Dit moment, dat voor het complete vliegtuig doorgaans ten opzichte van het zwaartepunt wordt bekeken, wordt het *aërodynamische moment* genoemd. De draagkracht  $L$  kan evenals de weerstand in formulevorm worden geschreven

$$L = C_l \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (3.7)$$



2.26 Verandering van de ligging van het drukpunt en de grootte van  $R$  bij toenemende invalshoek.

### 2.3.13 PROFIELWEERSTAND

Voor een vleugelprofiel wordt de som van de tot nu toe behandelde weerstanden, de drukweerstand en de wrijvingsweerstand, de profielweerstand genoemd ofwel:

$$\begin{aligned} D_{\text{profiel}} &= (C_{d \text{ druk}} + C_{d \text{ wrijving}}) \frac{1}{2} \rho V^2 S \\ &= C_{d \text{ profiel}} \frac{1}{2} \rho V^2 S \end{aligned} \quad (3.8)$$

Zoals al is opgemerkt is deze profielweerstand afhankelijk van de stand, ofwel de invalshoek  $\alpha$ , van het profiel. In tegenstelling tot de draagkracht neemt de profielweerstand echter niet evenredig toe bij vergroting van de invalshoek. Als de invalshoek zover wordt vergroot dat het profiel overtrokken raakt en de draagkracht begint af te nemen stijgt de profielweerstand juist zeer sterk als gevolg van de onderdruk in het losgelaten gebied achter op het profiel. In plaats van  $C_l$  en  $C_d$  tegen  $\alpha$  uit te zetten, zet men meestal  $C_l$  tegen  $C_d$  uit voor de verschillende invalshoeken. De aldus verkregen kromme wordt het *polair diagram* (of *polaire*) genoemd, zie figuur 2.27. Deze figuur laat het verloop van  $C_{d \text{ profiel}}$  (kortweg  $C_d$ ) voor enkele profielen zien. De symmetrische profielen worden in staartvlakken gebruikt, de gewelfde profielen in vleugels.

De zogenoemde *laminare* vleugelprofielen die bij de bespreking van de draagkracht al werden genoemd, hebben de bijzonderheid dat zij -mits zorgvuldig (glad) uitgevoerd- over een betrekkelijk groot invalshoekengebied (dat wil zeggen bij hoge en lage snelheden) een vrijwel gelijkblijvende, zeer geringe profielweerstand leveren, waardoor de daalsnelheid relatief laag is.

### 2.3.14 Het polair diagram

Uit de polaire kan men enkele eigenschappen van het profiel halen. De afstand tussen een punt van de polaire en de oorsprong bepaalt de grootte en de richting van de resulterende luchtkrachtcoëfficiënt  $C_r$ , want volgens de stelling van Pythagoras is

$$C_r = \sqrt{C_l^2 + C_d^2} \quad (3.9)$$

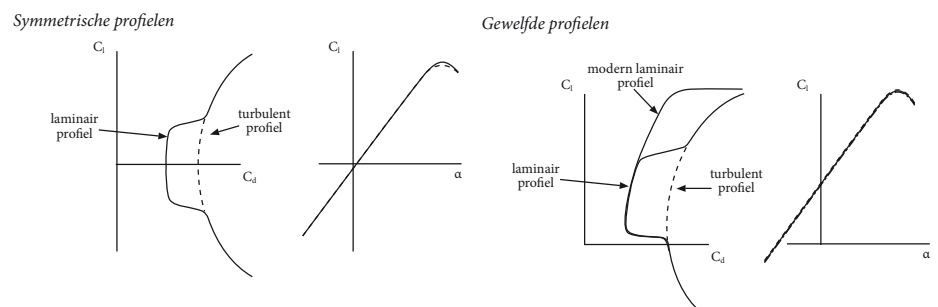
immers (zie figuur 2.22)

$$R = \sqrt{L^2 + D^2} \quad (3.10)$$

Zoals in 2.3.9 is gezegd zijn er twee soorten profielen, *turbulente profielen* en *laminare profielen*. Bij turbulente profielen slaat de grenslaag van een laminaire toestand op de profielneus om in een turbulente grenslaag. Bij een laminair profiel ligt de grootste dikte verder naar achteren en slaat de grenslaag, in een beperkt gebied van invalshoeken, verder stroomafwaarts om waardoor de weerstand ongeveer de helft bedraagt van die van een turbulent profiel.

Als deze profielen worden gewelfd (figuur 2.27b) schuiven de lift- en weerstandskrommen naar boven.

Bij moderne laminare profielen is de grenslaag over een groot deel van de koorde laminair over het gehele praktische gebied van liftcoëfficiënten.

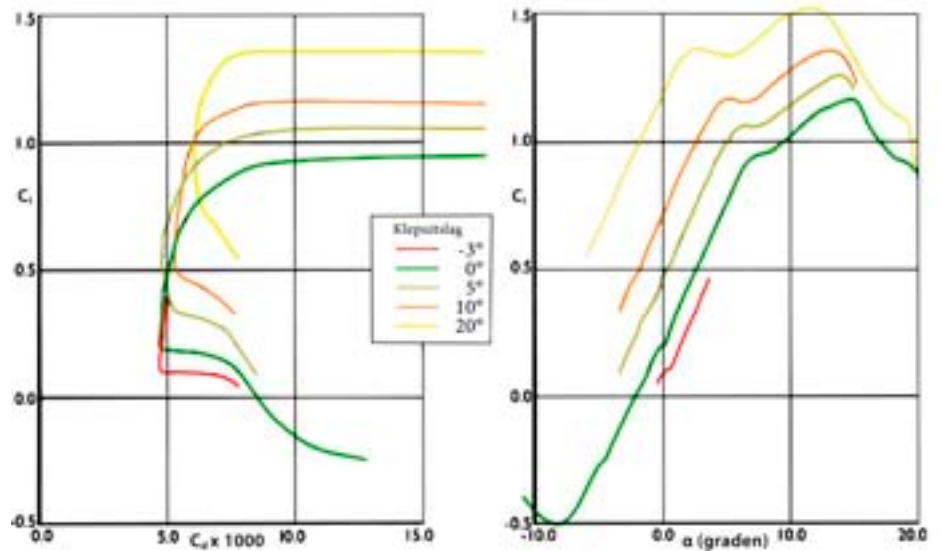


2.27 Het polair diagram.





2.28 Invloed welvingskleppen op polair diagram.



### Profielen met welvingskleppen

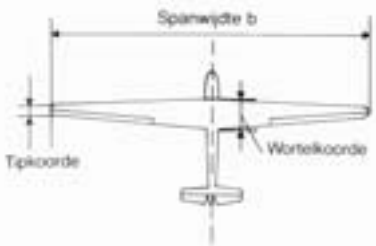
Bij profielen met welvingskleppen werkt een klepuitslag als een verandering van de welving.

De invalshoek ( $\alpha$ ) is gedefinieerd als de hoek tussen de aanstroombinding van de lucht en de koordelijne bij nul-graden uitslag van de welvingskleppen. Voor elke uitslag van de welvingskleppen ( $\delta$ ) gelden andere  $C_l - \alpha$  en  $C_l - C_d$  krommen, zoals is aangegeven in figuur 2.28. Bijgevolg gelden voor elke klepuitslag ook andere, elkaar overlappende snelheidspolaires en moet de klepstand zodanig worden gekozen dat de weerstand in het betreffende snelheidsgebied minimaal is.

Het belang van de polaire zal later nog blijken bij de bepaling van belangrijke prestatiegegevens zoals de minimale snelheid en de beste glijhoek.

## 2.4 Aërodynamica, driedimensionaal

De tot nu toe behandelde aërodynamica bestond uit een beschouwing van tweedimensionale lichamen, zoals een oneindig lange cilinder of vleugelprofiel, in een luchtstroming. Het vliegtuig heeft echter eindige afmetingen, die, zoals we zullen zien, de aërodynamische krachten op het vliegtuig sterk beïnvloeden. Vooral de vleugel, die dient voor het opwekken van de draagkracht, zal in de nu volgende paragraaf worden bekeken. Ook de aanwezigheid van de romp in het stromingsveld van de vleugel en het effect van draagkracht- en/of weerstandsverhogende middelen zoals kleppen en remkleppen krijgen de nodige aandacht. Alvorens hierop nader in te gaan wordt een aantal begrippen en definities gegeven.

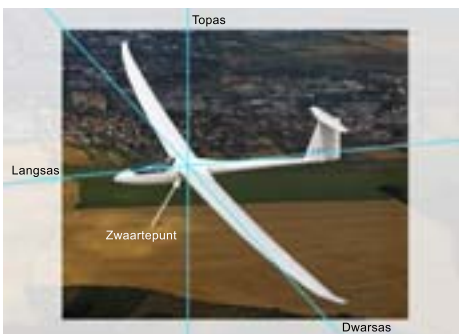


2.29 Hoofdafmetingen.

### 2.4.1 DEFINITIES EN BEGRIPPEN

De uiterlijke vorm en de afmetingen van de verschillende onderdelen blijken het best uit een maatschets zoals figuur 2.29 er een toont. De vleugel is in de eerste plaats van belang; de afstand van de ene vleugeltip tot de andere wordt de spanwijdte  $b$  genoemd, de breedte van de vleugel (dus de afmeting in de vliegrichting) heet koorde  $c$ . De vleugel heeft vaak een tapse vorm: de koorde is dan niet overal gelijk en wij onderscheiden in dat geval de wortelkoorde (naast de romp) en de tipkoorde. De gemiddelde koorde  $c_{gem}$  volgt uit deling van het vleugeloppervlak door de spanwijdte.

De verhouding tussen de spanwijdte en de gemiddelde koorde  $c_{gem}$  noemt men de slankheid  $A = b/c_{gem}$  van de vleugel. Zweefvliegtuigen behorende tot de zogenoemde 'standaardklasse' hebben een spanwijdte van maximaal 15 meter

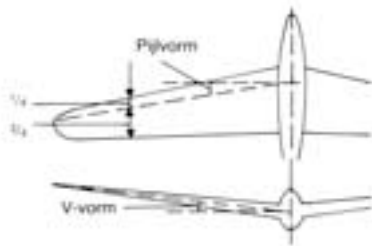


2.30 Vliegtuigassen.

en een slankheid van circa 20. De dwarsdoorsnede van de vleugel heet, zoals al eerder gezien, het vleugelprofiel.

Het **zwaartepunt** is het punt van het vliegtuig waarin men zich het gewicht van het gehele toestel geconcentreerd kan denken. Men beschouwt het zwaartepunt als de oorsprong van drie denkbeeldige, loodrecht op elkaar staande assen, te weten de *langsas* in de lengterichting van de romp, de *dwarsas* in de spanwijdterichting en de *topas* loodrecht op het vlak van de twee eerdergenoemde assen (figuur 2.30). Het vlak door de langsas en de topas is het *symmetrievlak* van het vliegtuig.

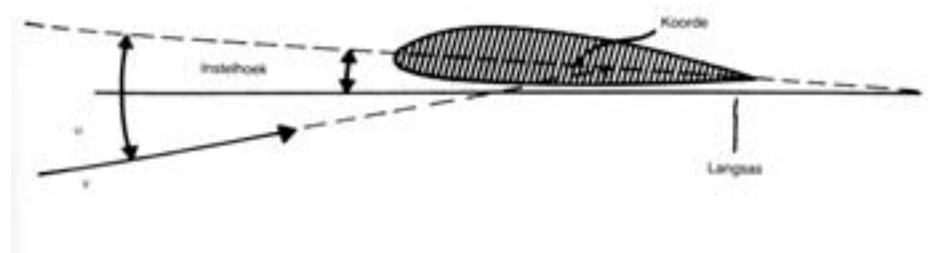
Soms is de vleugel van voren gezien enigszins *V-vormig*. De *V-vorm* wordt dan gedefinieerd als de hoek tussen de lijn, die midden tussen boven- en onderkant van de vleugel ligt, en de dwarsas of een lijn evenwijdig daaraan. Vertoont een vleugel van boven gezien het in figuur 2.31 getekende beeld, dan spreekt men van de *pijlvorm* (pijlstelling). Ook de pijlstelling wordt ten opzichte van de dwarsas gemeten: het is de hoek tussen de zogenoemde  $\frac{1}{4}$  *koordlijn* en de dwarsas.



2.31 V-vorm en pijlvorm.

De getekende *positieve* pijlstelling met terugwijkende vleugeltippen komt het meest voor. Er bestaan echter ook vleugels met ten opzichte van de vleugelwortel naar voren geplaatste tippen. Een dergelijke zeer karakteristieke vleugel heeft een *negatieve* pijlstelling.

2.32 Instelhoek.



In figuur 2.32 is voorts aangeduid dat er een hoekverschil bestaat tussen koorde en langsas van het vliegtuig. Men noemt deze hoek de *instelhoek*. Vaak wordt over de eerder behandelde *invalshoek*, de hoek die de vleugelkooord maakt met de luchtstroming, gesproken als men eigenlijk de instelhoek bedoelt. De instelhoek is echter een constante hoek die bij de bouw van het vliegtuig vastgelegd is, terwijl de invalshoek veranderlijk is.

De instelhoek wordt door de constructeur zo berekend, dat tijdens de normale vlucht de romp de stand aanneemt waarbij de luchtweerstand van dit onderdeel zo klein mogelijk is. Soms past men een van het vleugelmidden naar de tippen geleidelijk kleiner wordende instelhoek (*wrong*) toe, waardoor de vleugeltippen later overtrekken dan het midden van de vleugel.

#### 2.4.2 DE VLEUGEL IN EEN LUCHTSTROMING

In de voorgaande paragrafen is gesproken over de eigenschappen van het vleugelprofiel, eigenschappen die gelden indien het profiel deel uitmaakt van een vleugel met oneindige spanwijdte. Daar in werkelijkheid vleugels eindige afmetingen hebben kan de stroming om de vleugel niet langer als tweedimensionaal worden beschouwd. De stromingen boven en onder de vleugel gaan elkaar via de vleugeltip beïnvloeden, waardoor snelheidscomponenten in spanwijdterichting ontstaan. Verder varieert de dikte van de vleugel; uit sterkteoverwegingen is deze aan de wortel dikker dan aan de tippen. Ook heeft de vleugel vaak in spanwijdterichting veranderende profielvormen en heeft zij soms *wrong*. Door al deze complicaties zijn de aërodynamische eigenschappen van een vleugel een mengsel van de tweedimensionale eigenschappen van de profieldoorsneden en van allerlei driedimensionale effecten. Daarom onderscheidt men de liftcoëfficiënt  $C_l$  en weerstandcoëfficiënt  $C_D$  voor de gehele

vleugel en de plaatselijke liftcoëfficiënt  $C_l$  en weerstandcoëfficiënt  $C_d$  voor een bepaalde doorsnede, evenzo een vleugelinvalshoek  $\alpha$  en een plaatselijke invalshoek  $\alpha_l$  (locale invalshoek).

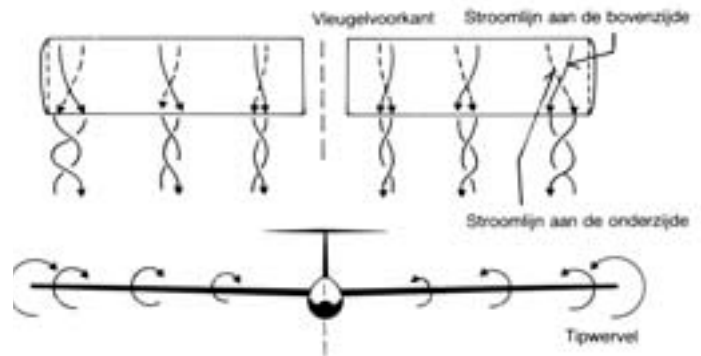
Aan de bovenkant van een profiel en dus ook aan de vleugelbovenzijde heerst een onderdruk, aan de onderkant een overdruk. De stroming tracht dit drukverschil aan de vleugeltippen te nivelleren waardoor van voren gezien het stromingsbeeld (in dwarsrichting) van figuur 2.34 ontstaat. Zo beïnvloedt de eindige spanwijdte de draagkracht van de totale vleugel en heeft ook direct invloed op de invalshoek en de weerstand van de vleugel.

2.33 Dwarsstroming rond een vleugel.

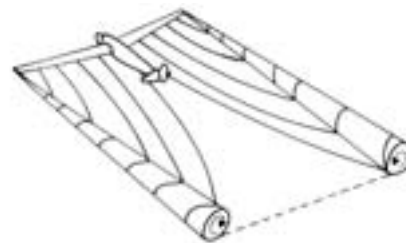


Bekijken we de stroomlijnen aan boven- en onderkant van de vleugel dan zien we dat de stroomlijnen aan de bovenkant iets naar binnen gebogen zijn (figuur 2.34) en die aan de onderkant naar buiten. Het effect neemt snel af in de richting van het symmetrievlak, waar geen dwarsnelheid heerst. Daar waar de stroomlijnen aan de vleugelachterrand bij elkaar komen wordt een draaibeweging ingezet, er vormen zich wervels die als een kurkentrekker achter de

2.34 Ontstaan van wervels achter de vleugel.



vleugel aflopen. De tipwervel is daarbij overheersend. Op een vrij geringe afstand achter de vleugel rollen de afgaande wervels zich om de tipwervel op zodat er twee geconcentreerde kurkentrekkerwervels overblijven (figuur 2.35). Naarmate het drukverschil tussen boven- en onderkant van de vleugel groter is, zal de intensiteit van de wervel toenemen. De wervels van grote vliegtuigen blijven minutenlang in de lucht 'staan' en kunnen een gevaar vormen voor kleine vliegtuigen.

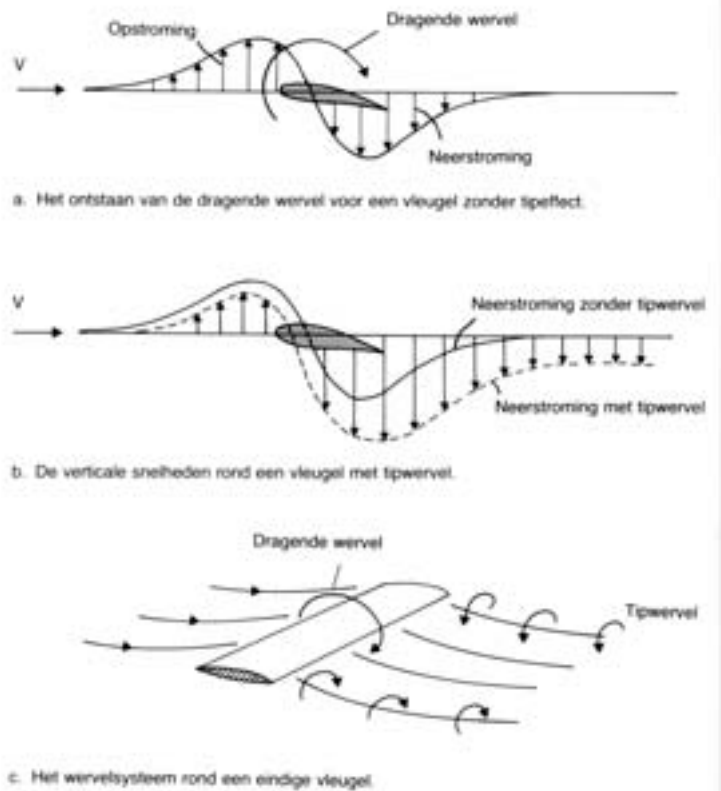


2.35 Ontwikkeling van de tipwervel.

#### 2.4.3 GEÏNDUCEERDE WEERSTAND

De tipwervels spelen een sterke rol bij het ontstaan van de geïnduceerde weerstand. Een vleugelprofiel veroorzaakt, zoals eerder is behandeld, een opstroming voor de vleugel en een neerstroming achter de vleugel (zie paragraaf 2.3.11). Dit stromingspatroon brengt de lucht als het ware in een circulatie, er ontstaat een wervel die de *dragende wervel* wordt genoemd (figuur 2.36a).

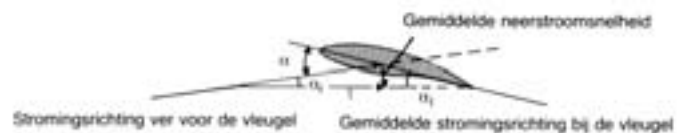
2.36 Wervelsysteem rond een vleugel.



De tipwervels veroorzaken achter maar ook voor de vleugel een extra neerstroming (figuur 2.36b) waardoor de aankomende stroming iets naar beneden wordt afgebogen. De hoek die deze stroming met de stroming ver voor de vleugel maakt wordt de geïnduceerde invalshoek  $\alpha_i$  genoemd (figuur 2.37). Daardoor zal de plaatselijke invalshoek  $\alpha_l$  kleiner worden; in formulevorm

$$\alpha_l = \alpha - \alpha_i \quad (4.1)$$

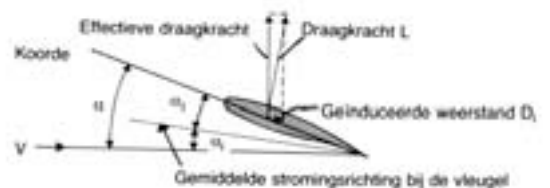
2.37 Geïnduceerde invalshoek.



Opgemerkt wordt dat in het algemeen de geïnduceerde invalshoek aan de tippen het grootst zal zijn en bij de wortel het kleinst. De plaatselijke invalshoek is daardoor aan de tippen het kleinst en bij de wortel het grootst.

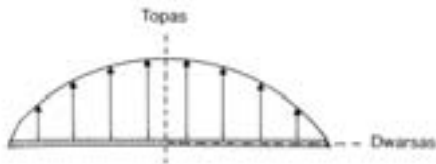
Omdat de draagkracht  $L$  per definitie loodrecht op de plaatselijke stroming staat is deze over de hoek  $\alpha_l$  gekanteld en heeft een naar achter gerichte component. Deze component wordt de geïnduceerde weerstand  $D_i$  genoemd (figuur 2.37).

2.38 Effectieve draagkracht.



Evenals de eerder behandelde weerstandsvormen is de geïnduceerde weerstand afhankelijk van de dynamische druk en het vleugeloppervlak.

$$D_i = C_{Di} \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (4.2)$$



2.39 Draagkrachtsverdeling over de vleugel.

Ook bij de weerstand wordt een weerstandscoefficiënt die betrekking heeft op de totale vleugel met een hoofdletter geschreven. De grootte van de geïnduceerde weerstandscoefficiënt  $C_{Di}$  hangt af van een aantal factoren waaronder de draagkrachtsverdeling. Wordt de lokale draagkracht op kleine vleugelsecties uitgezet over de spanwijdte van een vleugel dan ontstaat een bij benadering ellipsvormige draagkrachtsverdeling (figuur 2.39). De draagkrachtsverdeling is afhankelijk van de vleugelvorm (o.a. tapsheid), de wrong en de eventuele profielvormvariatie. De geïnduceerde weerstand is minimaal als de draagkrachtsverdeling precies ellipsvormig is, de vleugelslankheid groot en de invalshoek (ofwel  $C_L$ ) klein.

Voor de elliptische draagkrachtsverdeling is  $C_{Di}$ :

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A} \quad (4.3)$$

De geïnduceerde weerstand blijkt omgekeerd evenredig te zijn met de slankheid  $A$ . Gaat men dit in detail na, dan blijkt voor een gegeven draagkracht en snelheid de geïnduceerde weerstand omgekeerd evenredig te zijn met het kwadraat van de spanwijdte.

$$D_i = C_{Di} \frac{1}{2} \rho V^2 S = \frac{C_L^2}{\pi A} q S = \frac{(C_L q S)^2}{q S} \cdot \frac{1}{\pi A} = \frac{G^2}{\pi q S A}$$

$$S \cdot A = S \cdot \frac{b^2}{S} = b^2$$

$$D_i = \frac{1}{\pi q} \cdot \left( \frac{G}{b} \right)^2$$

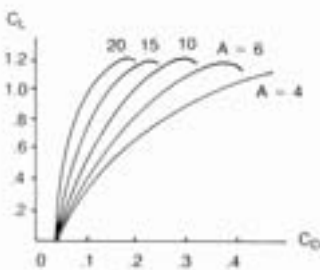
Voor gegeven draagkracht ( $L=G$ ) en snelheid ( $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ ) is

$$D_i \div \frac{1}{b^2}$$

Een grote spanwijdte heeft dus een gunstige invloed op de geïnduceerde weerstand. Moderne zweefvliegtuigen hebben daarom een vleugel met een grote spanwijdte. Ook verticale eindstukken aan de vleugeltippen, zogenoemde winglets, worden tegenwoordig toegepast om de geïnduceerde weerstand te verlagen. Deze winglets verminderen het 'lek' om de vleugeltippen heen (van de hoge druk onder de vleugel naar de lage druk boven de vleugel) en hebben daardoor een effect, vergelijkbaar met het vergroten van de spanwijdte. Aan het opvoeren van de spanwijdte zijn namelijk praktische grenzen gesteld omdat het gewicht van de vleugel met  $b$  zeer sterk toeneemt, terwijl de wendbaarheid achteruit gaat en de vervorming (buiging) van de vleugel een rol gaat spelen.  $C_{Di}$  blijkt evenredig te zijn met het kwadraat van de draagkrachtscoëfficiënt. In de vlucht zal bij afnemende snelheid ofwel toenemende invalshoek (en dus  $C_L$ ) de geïnduceerde weerstand snel toenemen en groter worden dan de profielweerstand.

#### 2.4.4 VLEUGELPOLAIRE

Naar analogie met de polaire van het vleugelprofiel kunnen de  $C_L$  en  $C_D$  van de totale vleugel tegen elkaar worden uitgezet. In figuur 2.40 is voor een aantal vleugelslankheden de vleugelpolaire getekend. De maximale waarde van de verhouding  $C_L/C_D$ , een parameter die van groot belang is voor de vliegtuigprestaties, blijkt sterk afhankelijk te zijn van een slankheid  $A$ . De grafische methode om dit maximum uit de figuur af te leiden is een raaklijn vanuit de oorsprong aan de polaires te trekken. Bij de behandeling van de vliegtuigprestaties wordt hierop teruggekomen.



2.40 Vleugelpolaire voor een aantal slankheden.

#### 2.4.5 WEERSTANDSVORMEN

De totale weerstand van de vleugel blijkt dus te zijn opgebouwd uit

- de drukweerstand
  - de wrijvingsweerstand
  - de geïnduceerde weerstand.
- } profielweerstand

Zoals gezegd in 2.2 bestaan de luchtkrachten uit drukkrachten loodrecht op het oppervlak en wrijvingskrachten langs het oppervlak. Alle weerstanden bestaan uit de componenten in stromingsrichting van deze twee krachten. Zo is geïnduceerde weerstand in feite de naar achter gerichte component van de lift, en lift is weer opgebouwd uit druk- en wrijvingskrachten (waarbij de wrijvingscomponent t.o.v. de drukcomponent in dit geval verwaarloosbaar is).

Bekijken we vervolgens het gehele vliegtuig dan blijken er nog een tweetal weerstandsvormen te bestaan die samen de *schadelijke weerstand* worden genoemd (figuur 2.42). De schadelijke weerstand is de weerstand van alle delen van het vliegtuig behalve van de vleugel. De restweerstand is daarbij de som van de eerder behandelde druk- en wrijvingsweerstand van deze delen. Tevens ontstaat voor het gehele vliegtuig extra weerstand door interferentie tussen de verschillende vliegtuigdelen. Ook interferentie weerstand bestaat uit de componenten van wrijvings- en drukkrachten in stromingsrichting die bij afzonderlijke beschouwing van de onderdelen niet aanwezig zijn.

2.41 Overzicht van de weerstandsvormen.



#### 2.4.6 RESTWEERSTAND

De restweerstand is de som van de druk en wrijvingsweerstand van alle delen van het vliegtuig behalve de vleugel. Dit deel van de schadelijke weerstand is weer in de eerste plaats afhankelijk van de vorm en de gladheid van de diverse onderdelen. In het algemeen zal men er naar streven de restweerstand zoveel mogelijk te reduceren door het omstroomde oppervlak zo klein mogelijk te houden, de verschillende onderdelen zo glad mogelijk af te werken en ze een gunstige vorm te geven. Andere mogelijkheden tot vermindering van de restweerstand zijn het elimineren van bepaalde onderdelen, zoals vleugelstijlen (vrijdragende vleugel), het beperken van het frontaal oppervlak (liggende bestuurder) of het intrekken van bepaalde daarvoor in aanmerking komende delen (intrekbaar wiel). Windtunnelproeven en berekeningen hebben aangetoond dat uit weerstandsoogpunt de gunstigste vorm voor een in stromende lucht geplaatst lichaam druppelvormig is met bolle voorzijde en spitse achterkant.

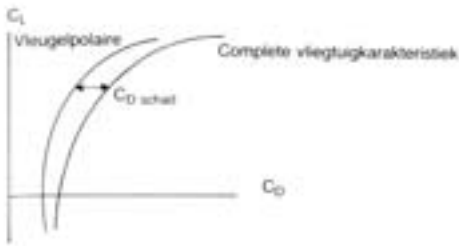
#### 2.4.7. INTERFERENTIEWEERSTAND

Ook al is aan de vorm en afwerking van de verschillende onderdelen zoals de vleugel, romp en staart veel zorg besteed, toch blijkt soms de totale weerstand groter te zijn dan de som van de weerstanden van de samenstellende delen. De extra weerstand is het gevolg van de verandering van de drukverdeling en daarmee de grenslaag ontwikkeling op onderdelen die bij elkaar worden geplaatst en wordt daarom *interferentieweerstand* genoemd. Door de verschillende



delen aërodynamicus juist aan elkaar te passen, bijvoorbeeld door gebruik te maken van vloeistukken, kan men de interferentieweerstand beperken.

Vooral bij moderne zweefvliegtuigen wordt veel aandacht besteed aan de vermindering van de weerstand. In de praktijk moet vaak een compromis worden gezocht tussen maximale prestatie en een eenvoudige dus niet te dure bouwwijze.



2.42 Vliegtuigkarakteristiek.

#### 2.4.8 VLIETUIGKARAKTERISTIEK

Ook voor het complete vliegtuig is de polaire samen te stellen, deze wordt ook wel de vliegtuigkarakteristiek genoemd. De vleugelpolaire verschuift over een afstand  $C_{D\text{schad}}$  naar rechts (figuur 2.42). De schadelijke weerstand is geen constante bijdrage, maar is afhankelijk van de invalshoek.

#### 2.4.9 INVLOED VAN DE VLEUGELVORM OP DE PLAATS VAN OVERTREK

De plaats waar de vleugel het eerst overtrekt wordt in belangrijke mate bepaald door de vorm van de vleugel. Bij toenemende invalshoek zal de stroming rond een profiel loslaten. Dit loslaten van de stroming begint in het algemeen aan de vleugelachterrand.

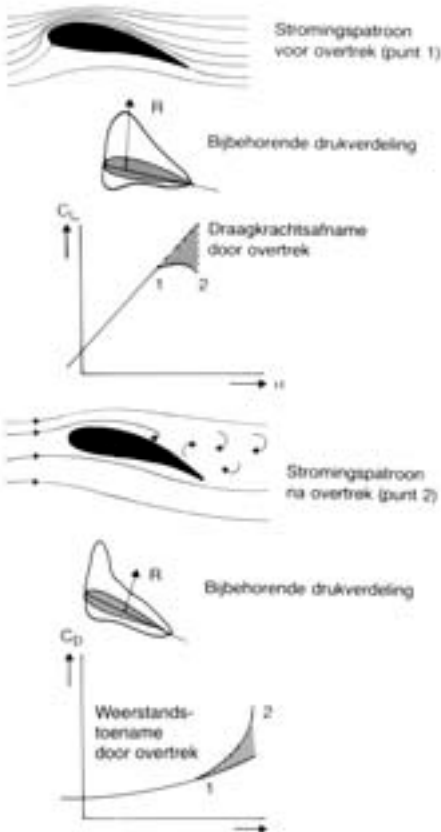
De verschillen in plaatselijke invalshoek  $\alpha_i$ , die ontstaan door het verloop van het effect van de tipwervels over de spanwijdte maken dat vleugels met verschillende vormen (planvormen genoemd) in principe niet op dezelfde wijze overtrekken. Een rechthoekige vleugel heeft de kleinste  $\alpha_i$ , dus de grootste  $\alpha_i$ , aan de wortel en zal daar het eerst de maximale plaatselijke invalshoek  $\alpha_{o\text{max}}$  bereiken en overtrekken (figuur 2.43).

Naarmate de tapsheid van de vleugel toeneemt zal het gebied waar de stroming het eerst loslaat zich meer naar de tippen verplaatsen.

In verband met de bestuurbaarheid bij lage snelheden is het gewenst dat de buitenvleugel, waar de rolroeren zitten, het laatst overtrekt. Daarom krijgen de vleugeltippen soms een kleinere instelhoek; de vleugel wordt zo gebouwd dat in spanwijdterichting naar de tippen toe de instelhoek geleidelijk afneemt. Men noemt dit de *wrong* van de vleugel of ook wel *tipverdraaiing*.



2.43 Invloed van de vleugelvorm op de plaats van overtrek.



2.44 Overtrek.

#### 2.4.10 GEVOLGEN VAN DE OVERTREK VOOR HET VLIETUIG

De gevolgen van de overtrek zijn vrij ingrijpend voor het stromingspatroon rondom het vliegtuig en kunnen daardoor, afhankelijk van het vliegtuigtype, min of meer gevaarlijk zijn. De belangrijkste gevolgen zijn:

- Afname van de draagkracht.

Door de loslating van de stroming zal de draagkracht van de vleugel, naar analogie van die van het profiel (paragraaf 2.3.12), bij toenemende invalshoek in eerste instantie minder toenemen en daarna meer of minder abrupt afnemen (figuur 2.44).

- Sterke toename van de weerstand

Verandering van de 'aërodynamiche momenten' om de dwarsas en de langsas. Evenals voor het profiel geldt voor de vleugel dat bij toenemende invalshoek het drukpunt naar voren verschuift (paragraaf 2.3.12). Bij het overtrekken ontstaat een vrij plotselinge verschuiving van het drukpunt naar achteren. De draagkrachtscoëfficiënt zal in eerste instantie nauwelijks afnemen (zie punten 1 en 2 in figuur 2.44), echter door de veranderde drukverdeling zal het aangrijpingspunt van de draagkracht wel naar achteren verschuiven. Dit resulteert bij vliegtuigen met een rechte vleugel of bij vliegtuigen met een kleine tapsheid zoals zweefvliegtuigen, in een moment voorover, dat de invalshoek wil verkleinen en dus herstellend werkt.

- Naast het bovenstaande effect wordt ook een neuslastig moment veroorzaakt doordat de stroming rond het stabilo tijdens de overtrek van de vleugel aan blijft liggen. Door de neerstroming achter de vleugel heeft het stabilo een kleinere invalshoek ten opzichte van de langsas gekregen dan de vleugel.



Buiten het veranderde moment op de dwarsas kan een moment om de langsas ontstaan wanneer bijvoorbeeld een van de vleugelhalften eerder overtrekt. Het vliegtuig kan dan over één vleugel wegvallen, wat de inleiding voor een vrille of tovlucht kan zijn (zie paragraaf 2.6.9).

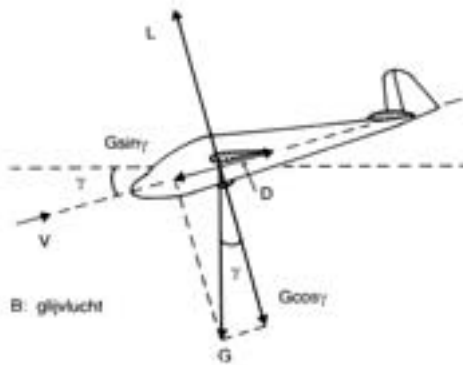
- Schudden van het vliegtuig en/of stabilo

Het overtrekken van de vleugel gebeurt in de regel het eerst naast de romp, omdat door de dwarsstroming van de romp de invalshoek daar het grootst is. Daardoor gaat het vliegtuig schudden. Wanneer het zog van de overtrokken vleugel het stabilo treft kunnen er wisselende krachten op stabilo en hoogteroer ontstaan die de vlieger kan voelen op zijn knuppel. Zou de stabilo-effectiviteit door het zog sterk afnemen dan is dit bijzonder ongewenst omdat voor een snel herstel van de overtrek een goed werkend stabilo onontbeerlijk is.

#### 2.4.11 BEÏNVLOEDING VAN DRAAGKRACHT EN WEERSTAND

Om zowel de draagkracht als de weerstand te kunnen beïnvloeden worden bij zweefvliegtuigen diverse soorten kleppen gebruikt. In de vlucht worden kleppen gebruikt om de verhouding tussen de draagkracht en de weerstand, die overeen blijkt te komen met de glijhoek (zie paragraaf 2.6.2) te beïnvloeden, maar ook zal soms alleen de weerstand moeten worden verhoogd, bijvoorbeeld bij een dreigende overschrijding van de snelheidslimieten. Ook in de landing zal naast beïnvloeden van de draagkrachtscoëfficiënt overtollige snelheid door weerstand verhoging moeten worden weggenomen. Een enkele keer wordt bij zweefvliegtuigen voor dit doel een remparachute gebruikt.

Algemeen geldt in de stationaire glijvlucht (figuur 2.45):



$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S = G \cos \gamma$$

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S = G \sin \gamma$$

Worden weerstand en draagkracht op elkaar gedeeld dan volgt:

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L}$$

Als de glijhoek klein is, is  $\cos \gamma = 1$  en volgt:

$$V = \sqrt{\frac{G}{S} \frac{2}{\rho} \frac{1}{C_L}}, \text{ waarin } \frac{G}{S} \text{ de vleugelbelasting is.}$$

Hierin komt  $C_D$  niet voor, zodat een snelheidsverandering niet met een verandering van  $C_D$  maar met verandering van  $C_L$  te realiseren is.

Als de glijhoek echter niet klein is, zoals in de landing, dan geldt:

$$V = \sqrt{\frac{G}{S} \frac{2}{\rho} \frac{1}{C_L} \cos \gamma} \text{ en met } \operatorname{tg} \gamma = \frac{C_D}{C_L} \text{ en } \cos \gamma = \frac{1}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \gamma}} \text{ volgt}$$

$$V = \sqrt{\frac{G}{S} \frac{2}{\rho} \frac{1}{\sqrt{C_L^2 + C_D^2}}}$$

Hieruit blijkt dat de snelheid lager is naarmate de draagkrachts- en weerstandscoefficiënt groter zijn. Bij de verticale duikvlucht, als  $C_L = 0$ , wordt de duiksnelheid door de weerstandscoefficiënt  $C_D$  beperkt.

Achtereenvolgens worden enkele veelgebruikte klepsorten besproken.

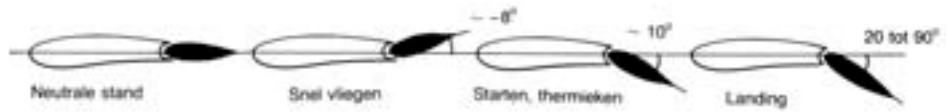
#### 1. Welvingskleppen

Dit zijn kleppen aan de achterrand van de vleugel die bij uitslag de welving van het profiel veranderen (zie definitie welving). De toepassing van deze

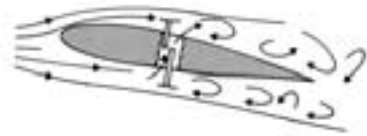
2.45 Krachtenevenwicht

kleppen vindt plaats bij moderne kunststof zweefvliegtuigen, waarbij een positieve uitslag (klep naar beneden) overeenkomt met een hogere draagkrachtcoëfficiënt, ofwel betere eigenschappen bij lage snelheid (thermieken), en een negatieve uitslag voor het vliegen bij hogere snelheden wordt gebruikt.

2.46 Welvingskleppen.



Naar beneden uitgeslagen welvingsklep.



2.47 Duikremkleppen.



Enkelzijdige duikremkleppen in geopende toestand.



2.48 Verstoorders of spoilers

Voor de nadering en landing hebben de kleppen doorgaans een aparte landingsstand. Naarmate de klep verder wordt uitgeslagen neemt vanaf een bepaalde klepuitslag de weerstand toe. Van beide eigenschappen wordt in de naderingsvlucht gebruik gemaakt, zowel om de uitzweef en de uitloop zo kort mogelijk te houden als om het acceleratievermogen, het vermogen om vlot snelheid op te nemen, te verminderen.

Op geringe hoogte brengt het gebruik van welvingskleppen om de glijhoek te beïnvloeden gevaren met zich mee. Als men de klephoek verkleint om de glijhoek te verbeteren dan kan het vliegtuig sterk 'doorzakken' met mogelijk catastrofale gevolgen. Om de glijhoek in de nadering te beïnvloeden worden daarom duikremkleppen gebruikt.

## 2. Duikremkleppen

Deze kleppen geven een grote toename van de weerstand bij een geringe afname van de draagkracht ofwel een grote verslechtering van de glijhoek. De toename van de weerstand ontstaat door een plaatselijk sterk toenemende profielweerstand, de stroming achter de klep is volledig losgelaten. In tegenstelling tot welvingskleppen, die over een groot deel van de spanwijdte worden aangebracht, worden duikremkleppen vanwege hun grote effectiviteit slechts over een klein gedeelte van de spanwijdte toegepast. De afname van de draagkracht, door de loslating achter de klep en eventueel door verlies van onderdruk op de bovenkant door de vrijkomende spleet in de vleugel in het geval van een tweezijdige duikremklep, is gering, omdat de klep zich maar over een klein deel van de spanwijdte uitstrekt.

In de vlucht worden dergelijke kleppen gebruikt onder andere om overschrijden van snelheidlimieten te voorkomen. In het verleden werden ze gedimensioneerd op een verticale duik, tegenwoordig op een duik onder een hoek van 45°. Dit in verband met de aanzienlijke prestatieverbeteringen van de hedendaagse zweefvliegtuigen bij hoge snelheden. Immers, bij een stationaire verticale duik (hoge snelheid) is de totale weerstand gelijk aan het gewicht. Deze totale weerstand is op te splitsen in die van het vliegtuig zonder klepuitslag en een bijdrage van de duikremkleppen. De eerste bijdrage is afgenomen naarmate de zweefvliegtuigen verder werden ontwikkeld. De duikremklep zou een steeds grotere bijdrage moeten leveren. Dit was praktisch niet meer haalbaar, ook niet met dubbele of zelfs drievoudige duikremkleppen.

## 3. Spoilers

Spoilers of verstoorders hebben dezelfde functie als duikremkleppen maar zijn doorgaans, door hun kleiner oppervlak en het ontbreken van de doorstroming, omdat er geen spleet is, veel minder effectief (figuur 2.48). Een ander nadeel van spoilers is (constructief gezien) dat zij om een scharnierende as tegen de luchtstroom in uitgeslagen moeten worden.

Verandering van klepstand in het algemeen kan afhankelijk van de plaatsing van de vleugel een moment om de dwarsas tot gevolg hebben. Door de weerstandsverhoging ontstaat bij hoogdekkers een staartlastig moment, bij laagdekkers een neuslastig moment en bij middendekkers vrijwel geen moment.

#### 2.4.12 GRONDEFFECT

We hebben gezien dat de draagkracht ontstaat doordat de stroomlijnen door de vleugel naar beneden worden afgebogen; de luchtdeeltjes die van de vleugel een impuls naar beneden ontvangen geven de vleugel een even grote impuls naar boven (actie = reactie). Op zeer geringe hoogte wordt echter de omlaag gerichte beweging van de luchtdeeltjes belemmerd door de grond. Daardoor is er nu een grotere impuls nodig om de luchtdeeltjes een omlaag gerichte beweging te geven; omgekeerd is -en bij dezelfde snelheid, invalshoek etc.- nu ook de draagkracht groter. Dit verschijnsel staat bekend als het grondeffect. In stationaire vlucht moet de draagkracht gelijk zijn aan het gewicht van het vliegtuig. Onder invloed van het grondeffect kunnen we dan bijvoorbeeld vliegen met een kleinere invalshoek. Bij kleinere invalshoek heeft de vleugel minder weerstand. Zoals bekend is de glijhoek de verhouding tussen weerstand en draagkracht. Op zeer geringe hoogte wordt dus de glijhoek kleiner (beter). Dit is echter alleen merkbaar als de vleugel zeer dicht bij de grond is. Het grondeffect neemt snel af met toenemende hoogte; op een hoogte van enkele vleugelkoorden is het al praktisch te verwaarlozen.

### 2.5 Vliegmechanica

De vliegmechanica kan worden onderverdeeld in de *prestatieleer* en de leer van de *vliegeigenschappen*. De prestatieleer bij zweefvliegtuigen omvat de studie van de bewegingen van het zwaartepunt van het vliegtuig onder invloed van de op het vliegtuig werkende zwaartekracht en aërodynamische krachten. Het vliegtuig wordt daarbij ook wel als een stoffelijk punt beschouwd. De resultaten van dergelijke studies geven inzicht in grootheden als de te verwachten vliegsnelheid bij de maximale glijhoek, bij de minimum daalsnelheid etc.

De studie van de vliegeigenschappen daarentegen houdt zich bezig met de vraag of het vliegtuig op een veilige en gemakkelijke manier in een bepaalde gewenste vliegtoestand kan worden gebracht en daarin gehouden.

Een *vliegtoestand* kan bijvoorbeeld zijn:

een *stationaire vlucht*, waarin het vliegtuig zich bevindt indien de krachten en momenten die op het vliegtuig werken noch in grootte, noch in richting ten opzichte van het vliegtuig met de tijd veranderen, of

de *rechtlijnige vlucht*, waarin het vliegtuig zich bevindt indien de baan waarlangs het vliegtuigzwaartepunt beweegt, een rechte lijn is, of

de *symmetrische vlucht*, waarin het vliegtuig zich bevindt indien het symmetrievlak van het vliegtuig vertikaal is en de snelheidsvector van het zwaartepunt evenwijdig is aan het symmetrievlak van het vliegtuig, of

de *slippende vlucht* indien de snelheidsvector van het vliegtuigzwaartepunt juist niet evenwijdig is aan het symmetrievlak.

Aan het vliegtuig zullen in dit verband in het algemeen de volgende eisen worden gesteld:

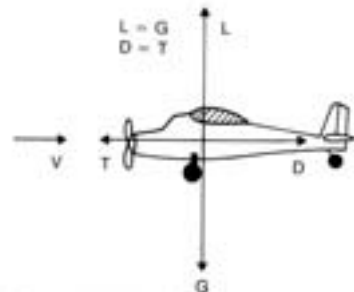
- in elke vliegtoestand waarin ten aanzien van de krachten evenwicht mogelijk en gewenst is, moet ook momentenevenwicht zijn. In een stationaire toestand heerst immers zowel krachten- als momentenevenwicht.
- de evenwichtstoestand moet stabiel zijn. Dit houdt in dat na een kleine verstoring het vliegtuig uit zichzelf naar de oorspronkelijke evenwichtstoestand terug moet keren
- de vlieger moet in staat zijn doormiddel van de stuurorganen zonder overmatige inspanning elke mogelijke gewenste bewegingstoestand in te stellen en te handhaven. Evenzeer moet hij in staat zijn voldoende snel uit ongewenste bewegingstoestanden te geraken.

De aërodynamische, constructieve en massa-eigenschappen van het vliegtuig, die het gedrag van het vliegtuig ten aanzien van deze eisen bepalen, bepalen

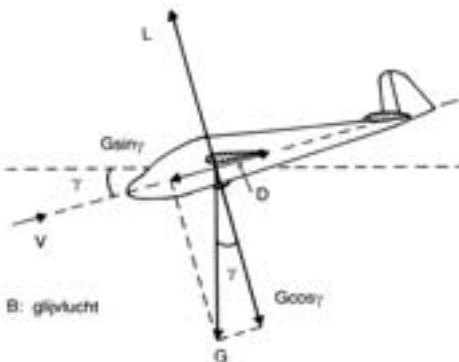
samen de vliegeigenschappen. Voor de vliegeigenschappen zijn niet alleen de translaties van het zwaartepunt doch ook de rotaties om dit punt van belang. Naast de op het vliegtuig werkende krachten moeten daarom ook de momenten in beschouwing worden genomen. Het vliegtuig wordt dan niet meer als een stoffelijk punt, maar als een lichaam met eindige afmetingen beschouwd.

## 2.6 Vliegtuigprestaties

In de nu volgende paragrafen wordt ingegaan op de prestaties van zweefvliegtuigen, uitgaande van de tot dusver verkregen kennis over de aërodynamica. Naast de prestaties in de stationaire rechtlijnige symmetrische vlucht wordt ook het effect van asymmetrische stromingen, zoals tijdens slippende vluchten en bochten het geval is, op de vliegtuigprestaties besproken. Direct daaraan gekoppeld worden de krachten die op het vliegtuig werken bekeken, zowel tijdens de rechtlijnige symmetrische vlucht als in daarvan afwijkende standen van het vliegtuig, zoals tijdens de bocht.



A: gemotoriseerde vlucht



B: glijvlucht

2.49 Krachtenevenwicht

### 2.6.1 KRACHTENEVENWICHT

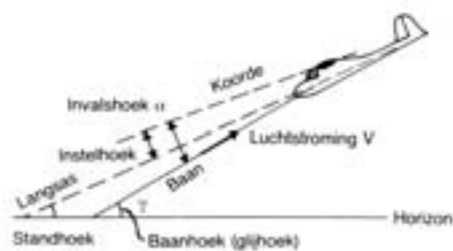
In deze paragraaf beginnen we met het bespreken van de stationaire rechtlijnige vlucht. Met stationair wordt daarbij bedoeld dat richting en snelheid van het vliegtuig ten opzichte van de omringende lucht zich niet wijzigen. Dat is alleen het geval als alle op het vliegtuig werkende krachten met elkaar in evenwicht zijn. De krachten die in de vlucht op het zweefvliegtuig werken zijn het gewicht van het toestel en de luchtkrachten. Bij een motor(zweef)vliegtuig komt daar nog de trekkracht  $T$  van de motor bij. Wanneer een motorzweefvliegtuig (TMG) zich met een constante snelheid langs een horizontale rechtlijnige baan beweegt, dan moet de geproduceerde draagkracht, die immers loodrecht op de snelheid staat, steeds gelijk zijn aan het gewicht van het toestel (figuur 2.49). De weerstand moet steeds gelijk zijn aan de trekkracht.

$$L = G \quad (6.1)$$

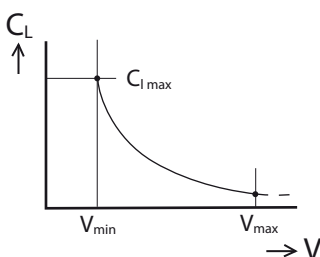
$$D = T \quad (6.2)$$

Is er geen trekkracht van een schroef aanwezig dan zal op een andere manier de weerstand moeten worden overwonnen. Dit kan door de baan van het vliegtuig iets te laten dalen. De kracht die de weerstand compenseert is dan de ontbondene van het gewicht in de vliegrichting, immers de gewichtskracht werkt altijd in verticale richting. Een zweefvliegtuig moet dus onder iedere omstandigheid ten opzichte van de lucht een dalende beweging uitvoeren. (De invloed van stijgwind op deze dalende beweging komt later ter sprake).

De hoek die de baan van het vliegtuig met de horizon maakt wordt de *baanhoek* of *glijhoek*  $\gamma$  (gamma) genoemd (figuur 2.50). De hoek die de langsas met de horizon maakt wordt de *standhoek* genoemd. In de figuur zijn tevens de eerder behandelde invalshoek en de (vaste) instelhoek aangegeven.



2.50 Hoeken.



2.51 Verloop van  $C_L$  met  $V$ .

### 2.6.2 SNELHEIDSPOLAIRE

Voor de gevonden evenwichtssituatie van een zweefvliegtuig is in 2.4.11 de uitdrukking voor de vliegsnelheid afgeleid als de glijhoek klein is.

$$V = \sqrt{\frac{G}{S} \frac{2}{\rho} \frac{1}{C_L}} \quad (6.3)$$

Hieruit blijkt dat de vliegsnelheid toeneemt:

- met toenemende vleugelbelasting  $G/S$
- met afnemende luchtdichtheid  $\rho$ , dat wil zeggen met het toenemen van de hoogte
- met afnemende  $C_L$

In figuur 2.51 is het verband tussen  $C_L$  en  $V$  voor bepaalde vleugelbelastingen weergegeven. Bij hoge snelheid is voor de verandering van de snelheid een relatief kleine verandering van  $C_L$  d.w.z. van de standhoek nodig. Bij lage snelheid is het omgekeerd.

Ook was afgeleid

$$D = G \sin \gamma = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (6.4)$$

waarmee een uitdrukking voor de daalsnelheid  $V_d$  kan worden afgeleid:

$$V_d = V \sin \gamma = \frac{C_D}{C_L} V = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho} \frac{C_D^2}{C_L^3}} \quad (6.5)$$

Hieruit blijkt dat de daalsnelheid zal toenemen als  $\frac{C_L^3}{C_D^2}$ , het stijgetal genaamd, afneemt. De minimale daalsnelheid treedt op bij de snelheid waarbij  $\frac{C_L^3}{C_D^2}$  het grootst is.

Ook was in 2.4.11 afgeleid:

$$\text{tg } \gamma = C_D / C_L \quad (6.6)$$

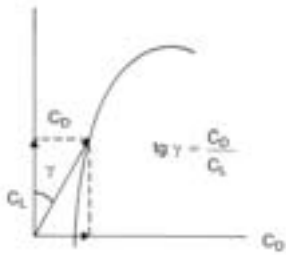
Er blijkt dus een direct verband te zijn tussen de glijhoek en de verhouding weerstand/draagkracht. Het verband tussen  $C_D$  en  $C_L$ , de vliegtuigkarakteristiek, is al in 2.4.8 genoemd (figuur 2.52). De hoek die de verbindingslijn tussen ieder punt en de oorsprong maakt met de verticale as is gelijk aan de glijhoek  $\gamma$ .

De polaire bij zweefvliegtuigen wordt doorgaans op een andere manier weergegeven. Bij iedere vliegsnelheid hoort een bepaalde glijhoek. Zijn glijhoek en bijbehorende vliegsnelheid bekend dan ligt ook de verticale component van de laatste vast, deze noemt men de *daalsnelheid*  $V_d$ . Als langs de horizontale as van een grafiek de vliegsnelheid en langs de verticale as de daalsnelheid wordt uitgezet, dan ontstaat het karakteristieke beeld van figuur 2.53a.

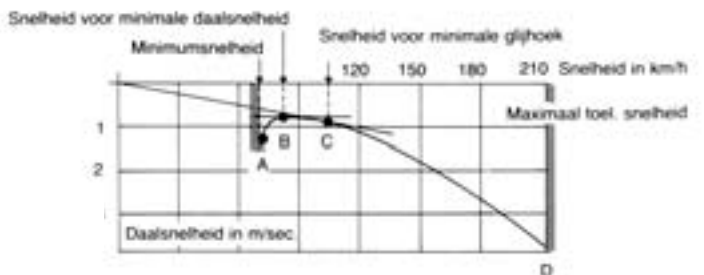
Een dergelijke grafiek noemt men de *snelheidspolaire* van het zweefvliegtuig. Alleen de punten die op de polaire liggen zijn bestaansbare combinaties van vliegsnelheid en daalsnelheid bij de stationaire rechtlijnige vlucht. Ook voor deze grafiek geldt dat de verbindingslijn van ieder punt met de oorsprong een indicatie is voor de glijhoek.

Als het zweefvliegtuig is uitgerust met welvingskleppen dan bestaat de snelheidspolaire uit gedeelten waarbij de weerstand en bijgevolg de *daalsnelheid* het kleinst is voor de betreffende klepstand, zie figuur 2.53b.

Een viertal belangrijke punten van de polaire zullen we hierna achtereenvolgens bespreken.

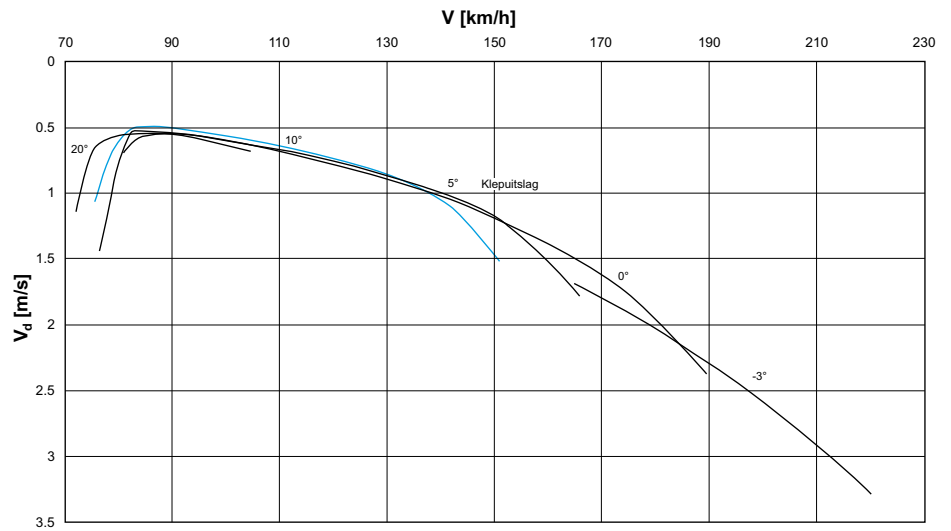


2.52 De vliegtuigkarakteristiek.



2.53a Snelheidspolaire.

2.53b Snelheidspolair voor een zweefvliegtuig met welvingskleppen.



#### Minimale daalsnelheid

Het punt dat de omstandigheden weergeeft waarbij de daalsnelheid minimaal is, is het bovenste punt van de kromme, punt B. Voor het zweefvliegtuig waarvoor de snelheidspolaire van figuur 2.53a geldt, is de bijbehorende snelheid 80 km/h.

#### Minimale glijhoek

Het punt waarbij de minimale (d.w.z. de 'beste') glijhoek wordt bereikt verkrijgt men door uit het nulpunt van de grafiek een raaklijn aan de kromme te trekken (Punt C). In dit punt is immers de verhouding van daalsnelheid tot vliegsnelheid zo klein mogelijk. Als men de hierbij behorende snelheid (in de figuur 105 km/h) vliegt wil dit zeggen dat men uitgaande van een bepaalde hoogte het verst weg komt. Deze snelheid is belangrijk voor overlandvliegers, als zij hoogte in afstand willen omzetten (zie ook hoofdstuk 5 over MacCready-ring en vluchtoptimalisatie). De snelheid waarbij de minimale glijhoek behoort, is altijd iets hoger dan die voor minimale daalsnelheid. In de praktijk geeft men meestal niet de glijhoek op maar de helling behorende bij de glijhoek. Voor moderne zweefvliegtuigen bedraagt deze 1:30 tot circa 1:60. Ook wordt wel vermeld de omgekeerde waarde van de helling, die dan *glijgetal* wordt genoemd. Dit getal bedraagt 30 à 60.

#### Minimum snelheid

De kromme is aan weerszijden begrensd, links door het punt A, rechts door het punt D. Het punt A geeft de minimale snelheid van het zweefvliegtuig weer (in de figuur 70 km/h). Deze wordt bereikt bij die waarde van de invalshoek waarbij de draagkrachtscoëfficiënt niet verder toeneemt doch gaat afnemen en de vleugel overtrokken raakt. Men spreekt daarom ook wel van de *overtreksnelheid*. Naast het in paragraaf 2.4.10 genoemde trillen en schudden van het vliegtuig bij het overtrekken kan ook de standhoek een indicatie zijn van de naderende overtrek. Een andere indicatie is het verminderen van het geruis van de langstromende lucht; dit effect neemt af naarmate de prestaties van de zweefvliegtuigen verbeteren en het geluidsniveau over een groter snelheidsgebied gering blijft.

#### Maximaal toelaatbare snelheid

Deze begrenst de kromme in punt D. In het voorbeeld van figuur 2.53a bedraagt deze snelheid 210 km/h. De maximaal toelaatbare snelheid wordt door de constructeur van het vliegtuig vastgelegd op grond van sterkteberekeningen.



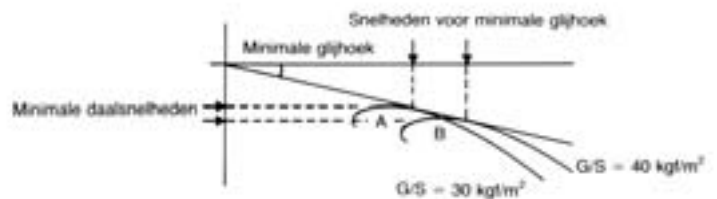
### Invloed van het gewicht

De prestaties van het zweefvliegtuig worden sterk beïnvloed door atmosferische omstandigheden zoals wind en thermiek. Ook een aantal meer vliegtuiggebonden factoren spelen een belangrijke rol. Eén daarvan is het gewicht, een factor die ook aan de hand van de snelheidspolaire bekeken wordt. In plaats van het gewicht kan ook bij een gelijkblijvend vleugeloppervlak  $S$  de vleugelbelasting  $G/S$  worden beschouwd. In figuur 2.54 zijn twee polaires uitgezet voor verschillende vleugelbelastingen.

Bij een variatie van de vleugelbelasting kan de nieuwe polaire worden verkregen door elk punt van de oude vanuit de doorsprong te vermenigvuldigen met  $\sqrt{\text{nieuw gewicht}} / \sqrt{\text{oud gewicht}}$ . Omdat  $\text{tg } \gamma = C_D / C_L$  niet van het gewicht afhangt blijft de glijhoek, dus ook de minimale glijhoek, daarbij gelijk, echter de vliegsnelheid behorende bij deze glijhoek is hoger. Een tweede effect is dat de minimale daalsnelheid (vergelijk de punten A en B) bij hogere vleugelbelasting toeneemt. Optimaliseringsberekeningen tonen aan dat voor iedere combinatie van thermieksterkte en windsnelheid één bepaalde  $G/S$  optimaal is. Deze is uiteraard afhankelijk van het vliegtuigtype en vooral van belang voor de wedstrijd- en prestatievliegers. In het algemeen geldt dat bij een sterkere thermiek en/of sterke tegenwind een hogere vleugelbelasting voordelig is, omdat dan de gehele polaire verschuift naar hogere snelheden, zodat met hogere snelheid kan worden gestoken.

Opgemerkt wordt nog dat  $G/S$  ook kan worden beïnvloed door verandering van het vleugeloppervlak. Bij sommige prestatiezweefvliegtuigen wordt dit bereikt door vleugeloppervlakvergroten de kleppen, door losse opzetstukken aan de vleugeltippen of zelfs door in spanwijdterichting uitschuifbare vleugeltippen toe te passen.

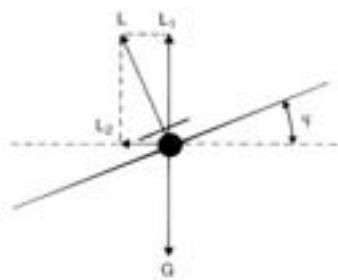
2.54 Snelheidspolaire bij variatie van de vleugelbelasting.



Variatie van het vliegtuiggewicht kan worden verkregen door het meenemen van waterballast. Bij beïnvloeding van de vleugelbelasting door oppervlaktevergroten de kleppen kan men deze kleppen uitdoen in de thermiek en in trekken bij steken. Bij gebruik van waterballast daarentegen moet het voordeel van de hogere vleugelbelasting bij het steken opwegen tegen de slechtere klimprestaties in de thermiek; men zal dus in het algemeen alleen waterballast gebruiken bij krachtige thermiek. Bij zwakker wordende thermiek kan men het water lozen waardoor men de klimprestaties kan verbeteren.

### 2.6.3 KRACHTEN OP HET ZWEEFVLEIETUIG IN DE BOCHT

Na de beschouwing van het krachtenevenwicht in rechtlijnige glijvlucht zullen we nu de krachten bezien in de stationaire bocht. Ook voor deze beschouwingen wordt de glijhoek verwaarloosbaar klein verondersteld. Voor een cirkelvormige beweging, bekeken ten opzichte van een aan de aarde gebonden assenstelsel, is het nodig dat er op een bewegend voorwerp continu een kracht werkt met richting loodrecht op de richting van de snelheid, dus gericht naar het middelpunt van de cirkel. Deze kracht ontstaat door het vliegtuig een dwarshelling  $\varphi$  (phi) te geven, waardoor de draagkracht, die immers loodrecht op het vleugeloppervlak staat, een horizontale component  $L_1$  krijgt (figuur 2.55).



2.55 Krachten op het zweefvliegtuig in de bocht

In de vliegmechanica is het meestal gemakkelijker om de krachten te beschouwen in een coördinatenstelsel dat meebeweegt met het vliegtuig. Bij



een stationaire horizontale bocht moet in zo'n meebewegend coördinatensysteem evenwicht van krachten heersen. Dit is het geval vanwege de *centrifugale* ofwel *middelpuntvliedende kracht*.

In figuur 2.56 moet het vliegtuiggewicht  $G$  evenwicht maken met de verticale component  $L_1$  van de draagkracht:

$$G = L_1 = L \cos \varphi \quad (6.7)$$

De middelpuntvliedende kracht moet evenwicht maken met de horizontale component  $L_2$  van de draagkracht:

$$F = L_2 = L \sin \varphi \quad (6.8)$$

Hieruit kunnen conclusies worden getrokken over de invloed van de dwars-helling op de belasting en de minimum snelheid van het vliegtuig in bochten en over de straal van de beschreven cirkel.

#### 2.6.4 Invloed van de dwarshelling op de belasting

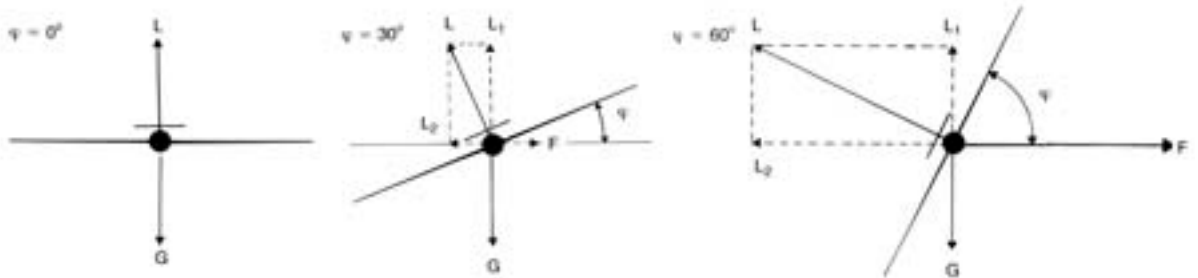
Bij het vliegen van een bocht maakt de draagkracht  $L$  evenwicht met de resultante van de centrifugale kracht  $F$  en het gewicht  $G$  van het vliegtuig. Deze resultante van  $F$  en  $G$  is het schijnbare gewicht dat wordt 'gevoeld' door het vliegtuig (en door de vlieger). Dit schijnbare gewicht wordt wel beschreven als het werkelijke gewicht vermenigvuldigd met de belastingsfactor  $n$ .

Uit (6.7) volgt:

$$\frac{L}{G} = \frac{1}{\cos \varphi} \quad \text{ofwel} \quad n = \frac{1}{\cos \varphi} \quad (6.9)$$

2.56 Krachteenwicht in de bocht in een meebewegend coördinatensysteem.

2.57 Krachteenwicht in de bocht bij variatie van de dwarshelling.



$\varphi$	$L$	$n$
$0^\circ$	$L = G$	$1$
$30$	$L = 1.15 G$	$1.15$
$60$	$L = 2 G$	$2$

#### 2.6.5 De minimum snelheid in de bocht

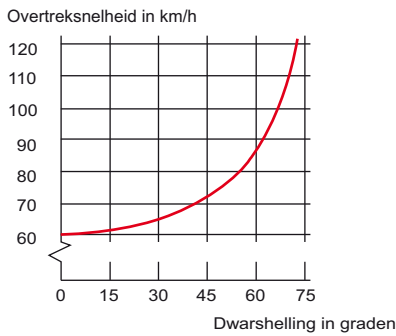
In figuur 2.57 en in formule 6.7 zien we dat in de bocht de draagkracht  $L$  groter moet zijn dan bij rechtlijnige vlucht, en wel groter naarmate de dwarshelling groter is.

Uit (6.7):  $G = L \cos \varphi = C_L \frac{1}{2} \rho V_b^2 S \cos \varphi$   
 waarin  $v_b$  de vliegsnelheid in de bocht is,

$$\text{volgt } V_b = \sqrt{\frac{G}{S} \frac{2}{\rho} \frac{1}{C_L \cos \varphi}} \quad (6.10)$$

De overtreksnelheid die bij  $C_{Lmax}$  optreedt neemt in een bocht dus toe met een factor

$$\sqrt{\frac{1}{\cos \varphi}} = \sqrt{n}$$



2.58 Toeneming van de overtreksnelheid in de bocht.

Tabel 2.2 Verband tussen vliegsnelheid en bochtstraal bij verschillende dwarshellingen.

$\varphi$	$V_b$ km/h	R m	$V_b$ km/h	R m
30°	70	67	100	136
45°	80	50	110	95
60°	100	45	130	77

Naarmate de bocht steiler is neemt de overtreksnelheid toe. Figuur 2.58 geeft deze toeneming weer voor een vliegtuig waarvan de normale overtreksnelheid 60 km/h bedraagt. Vooral bij het vliegen van steile bochten moet met dit effect rekening worden gehouden en moet de snelheid niet onbelangrijk worden opgevoerd omdat anders kans op overtrekken van het vliegtuig ontstaat.

#### 2.6.6 DE STRAAL VAN DE GEVLOGEN CIRKEL

Het verband tussen bochtstraal en dwarshelling is als volgt af te leiden. Uit de mechanica volgt dat de centrifugale kracht  $F$  gelijk is aan

$$F = m \frac{V_b^2}{R} \quad (6.11)$$

waarin  $m$  de massa is van het zweefvliegtuig en  $\frac{V_b^2}{R}$  de versnelling in de bocht.

Uit (6.7) volgt:

$$G = m g = L \cos \varphi$$

$$m = \frac{L \cos \varphi}{g}$$

Invullen in van (6.11) en (6.8) levert

$$L \sin \varphi = \frac{L \cos \varphi}{g} \cdot \frac{V_b^2}{R}$$

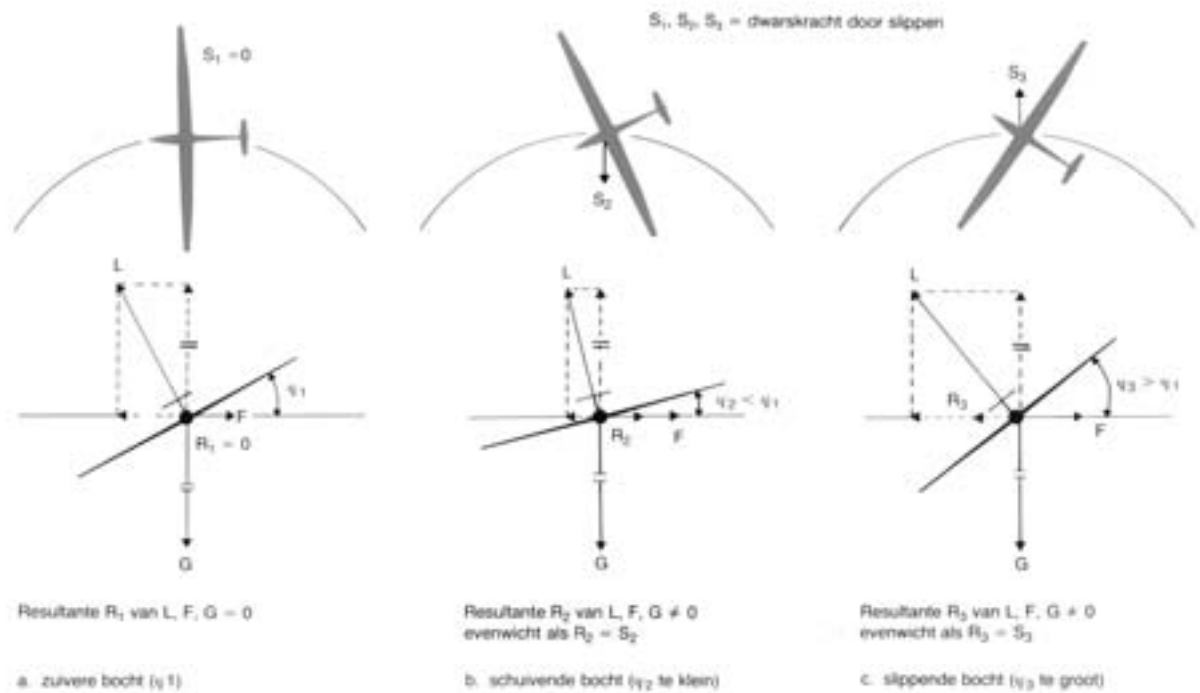
$$\text{Waaruit volgt } R = \frac{V_b^2}{g \tan \varphi} \quad (6.12)$$

We zien aan deze formule dat de bochtstraal  $R$  niet alleen afhangt van de dwarshelling  $\varphi$ , maar ook -en wel in sterke mate- van de vliegsnelheid  $V_b$ . Dit is aangegeven in tabel 2.2<sup>1</sup>.

#### 2.6.7 ONZUIVERE BOCHTEN

Bij een 'zuiver' gevlogen bocht hoort bij iedere keuze van vliegsnelheid en bochtstraal een bepaalde dwarshelling. Zoals in figuur 2.59 is aangegeven maakt in dat geval de draagkracht evenwicht met het vliegtuiggewicht en de centrifugale kracht; de resultante van de drie krachten is gelijk aan nul, er is evenwicht. Wordt gevlogen met te weinig helling dan zal de resultante van bovengenoemde krachten een naar buiten gerichte component hebben, immers gewicht en centrifugale kracht blijven gelijk, echter de draagkracht is kleiner. Een krachtenevenwicht kan nu alleen worden verkregen door te gaan vliegen met de neus van het vliegtuig naar de binnenzijde van de bocht. Men spreekt dan van een *schuivende* bocht (figuur 2.59b). Om weer evenwicht te verkrijgen moet de kracht  $S_2$  ten gevolgen van het slippen even groot zijn als de resultante van  $L$ ,  $F$  en  $G$ .

<sup>1</sup> In de formule moet  $V_b$  worden ingevuld in m/s, men vindt dan  $R$  in m. In de tabel zijn de snelheden vermeld in km/h, omdat dit in de zweefvliegtuig gebruikelijk is.



Is daarentegen de helling te groot dan moet slippend worden gevlogen met de neus van het vliegtuig aan de buitenzijde van de bocht; deze bocht wordt een *slippende bocht* genoemd (figuur 2.59c). De draagkracht is nu groter dan die in de zuivere bocht, en weer moet de dwarskracht  $S_3$  ten gevolge van het slippen in evenwicht zijn met de resultante van de overige drie krachten.

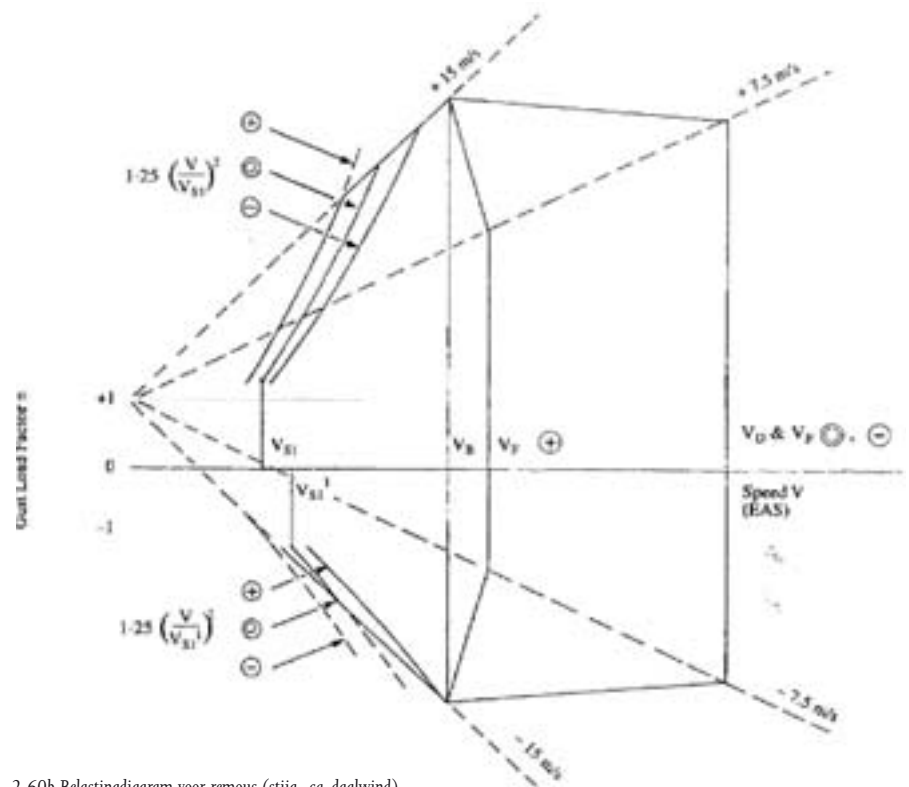
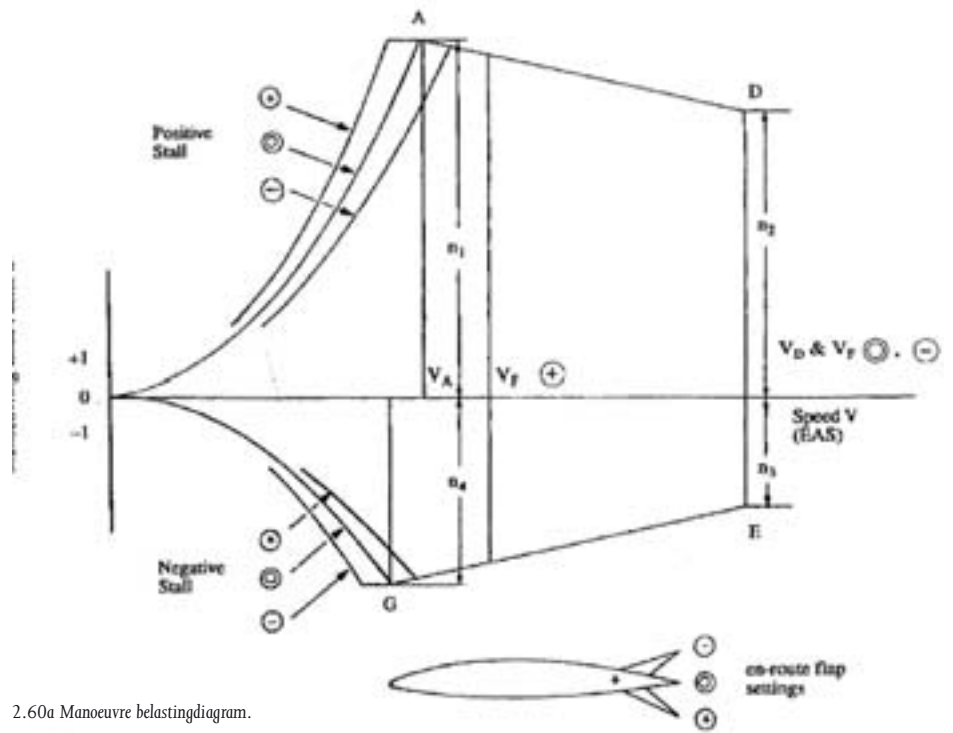
De aanwijzing van de slipmeter in de slippende en schuivende bocht zal in het hoofdstuk *Instrumenten* worden behandeld. In het algemeen zal het vliegen van dergelijke bochten moeten worden vermeden aangezien de schadelijke weerstand ten opzichte van de zuivere bocht toeneemt en daardoor ook de daalsnelheid van het vliegtuig.

#### 2.6.8 BELASTINGFACTOR

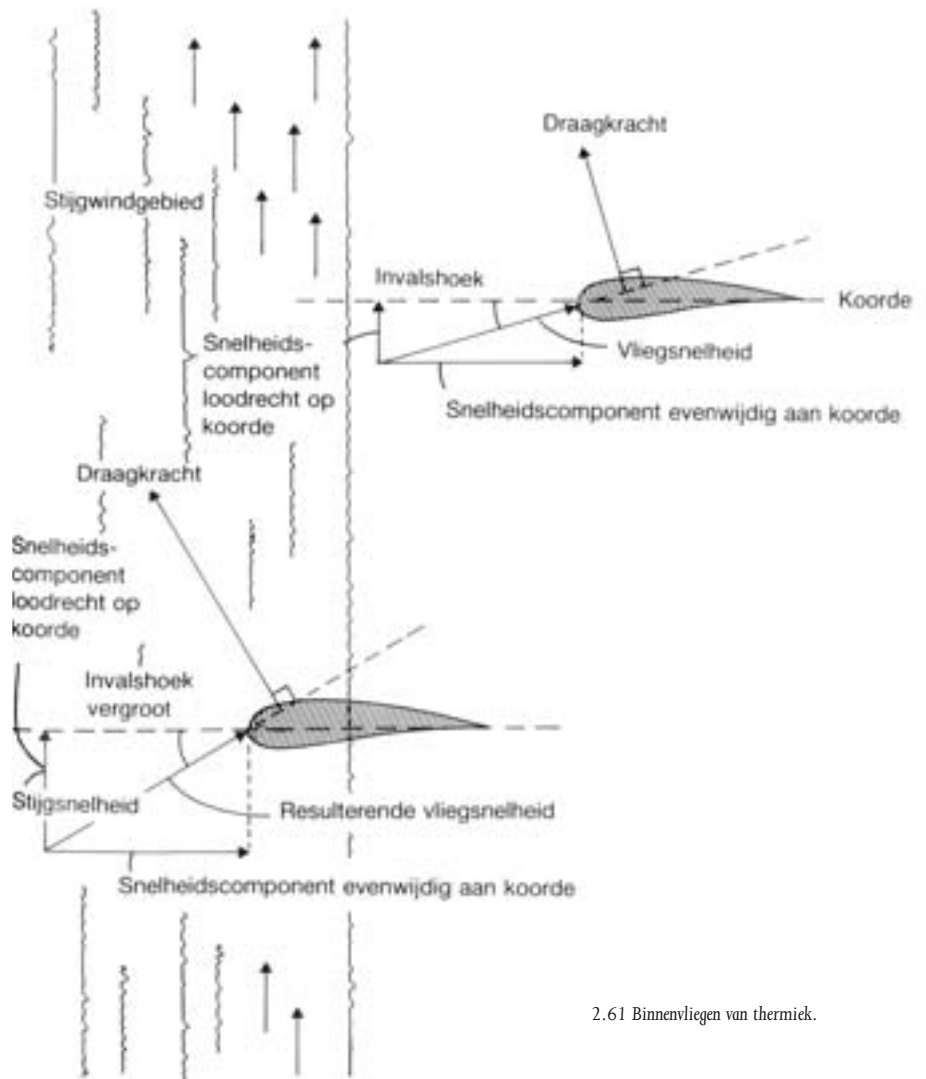
De belastingfactor wordt gedefinieerd als de verhouding van de bij een bepaalde snelheid op een zweefvliegtuig werkende luchtkrachten tot de luchtkrachten in rechtlijnige stationaire vlucht. Door verticale windstoten of door manoeuvres uit te voeren wordt meer lift opgewekt dan het gewicht van het vliegtuig in stationaire vlucht vereist; de verhouding wordt weer door de eerder bij de bocht genoemde belastingfactor aangegeven.

$$n = \frac{L}{G} \quad (6.13)$$

In de luchtwaardigheidsvoorschriften worden de belastingfactoren die het vliegtuig in windstoten en manoeuvres bij diverse vliegsnelheden moet kunnen verdragen voorgeschreven, zie de figuren 2.60 a en 2.60 b. Als beide figuren in één figuur worden weergegeven vormt de omhullende figuur het uiteindelijke belastingsdiagram.



Bij het aanvlagen van een stijg- of daalwindgebied wijzigt de richting van de luchtstroming ten opzichte van het vliegtuig en dus ook de invalshoek. Komt het vliegtuig in een stijgwindgebied, zoals in figuur 2.61 is weergegeven, dan wordt de invalshoek *groter*. De draagkracht, die per definitie loodrecht op de stroming staat, neemt toe en gaat bovendien iets voorover hellen, waardoor een ontbondene in voorwaartse richting ontstaat. Deze doet het vliegtuig versnellen. Dit oplopen van de snelheid bij het invliegen van thermiek is uit de praktijk bekend.



2.61 Binnenvliegen van thermiek.

Voorts geeft de vergrote draagkracht een kortstondige versnelling (ofwel belasting) in verticale richting, die de vlieger nog eerder dan de variometer vertelt dat hij thermiek heeft aangevlogen.

De plotselinge vergroting van de invalshoek zou kunnen leiden tot *overtrekken* van het vliegtuig, als met lage snelheid een gebied met zeer sterke stijgsnelheid wordt aangevlogen. Daarom is het raadzaam bij krachtige thermiek wat sneller dan normaal te vliegen, ook al omdat de lucht dan tamelijk turbulent kan zijn en door wat meer snelheid de besturing aanzienlijk wordt verbeterd. Omgekeerd neemt de snelheid, de invalshoek en daarmee de draagkracht af wanneer een dalwindgebied wordt binnen gevlogen. In principe kan bij iedere snelheid een overtrokken toestand ontstaan, namelijk wanneer  $\alpha_{\max}$  wordt overschreden. De in figuur 2.60b aangegeven kromme lijnen geven voor deze vliegtoestand de maximaal mogelijke belastingsfactor aan. De maximaal toegelaten belasting bepaalt tevens de maximaal toegelaten snelheid in onrustige lucht. In het voorbeeld van figuur 2.58, waar  $V_{\min} = 60$  km/h is het mogelijk om bij  $V = 180$  km/h een  $n_{\max}$  van ongeveer 9 te krijgen, immers bij 60 km/h en invalshoek  $\alpha_{\max}$  levert de vleugel een draagkracht  $L = G$ , en is

$$C_{L_{\max}} = \frac{G}{S} \frac{2}{\rho} \frac{1}{V_{60}^2}$$

Wordt met deze  $C_{L_{\max}}$  bij 180 km/h gevlogen dan is de draagkracht

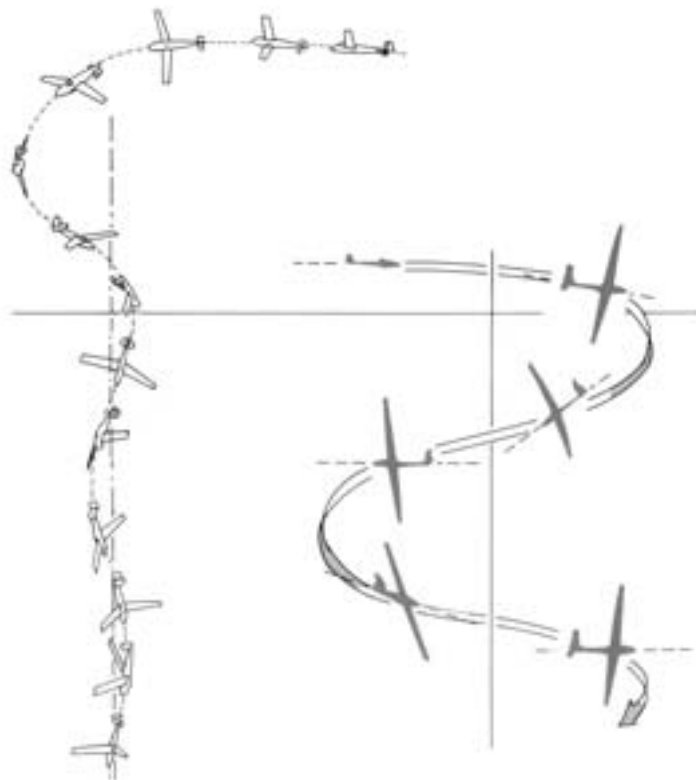
$$L = C_{L_{\max}} \frac{1}{2} \rho V_{180}^2 S = \frac{G}{S} \frac{2}{\rho} \frac{1}{V_{60}^2} \frac{\rho}{2} V_{180}^2 S = \frac{180^2}{60^2} G = 9G$$

Dit illustreert duidelijk het belang van de snelheidslimieten.

### 2.6.9 TOLVLUCHT EN SPIRAALDUIK

De tolvlucht of vrille is in feite een overtrokken vliegtoestand. Zoals al in paragraaf 2.4.10 werd vermeld zal bij vergroten van de invalshoek onder bepaalde omstandigheden één vleugelhelft eerder overtrokken raken dan de andere. Als men nu tegen de overtrokken toestand aan vliegt en men geeft een voetenroeruitslag, dan zal door de gierbeweging van het vliegtuig de snelheid van een der vleugelhelften nog verder verminderen. Valt deze vleugelhelft dan weg en geeft men tegenrolroer om de vleugel recht te houden, dan heeft dit een averechtse uitwerking, omdat het naar beneden uitslaande rolroer nog meer overtrokken raakt. Tegelijk met het wegvallen van de vleugel steekt het vliegtuig de neus omlaag, waardoor een spiraalvormige beweging ontstaat die zeer stabiel kan zijn. Essentieel voor de tolvlucht is dat het een overtrokken toestand is.

2.62 Tolvlucht (links) en  
spiraalduik (rechts)



In het algemeen is het zo dat een voetenstuuruitslag links met een knuppeluitslag naar rechts leidt tot een linksomdraaiende tolvlucht. Voor een rechtsomdraaiende tolvlucht zijn de roerstanden uiteraard andersom. De meeste zweefvliegtuigen zijn echter moeilijk in een tolvlucht te brengen en er gemakkelijk weer uit te halen. De standaardprocedure voor het beëindigen van een tolvlucht bestaat in het geven van vol tegenvoetenstuur, gevolg door het naar voren brengen van de knuppel, waardoor het vliegtuig in een rechtlijnige duikvlucht komt waaruit men het geleidelijk kan opvangen.

De belastingen tijdens een tolvlucht zijn bij een zweefvliegtuig niet overmatig hoog, daar de snelheid relatief laag is. Bij het optrekken uit de duik die op de tolvlucht volgt kunnen echter hoge belastingen optreden. Het gevaar van een tolvlucht ligt daarin dat men van de wijs raakt door de ongewone stand van het vliegtuig en de centrifugaalkrachten tijdens de draaibeweging. Bovendien wordt bij deze manoeuvre en de daarop volgende duik veel hoogte verloren.

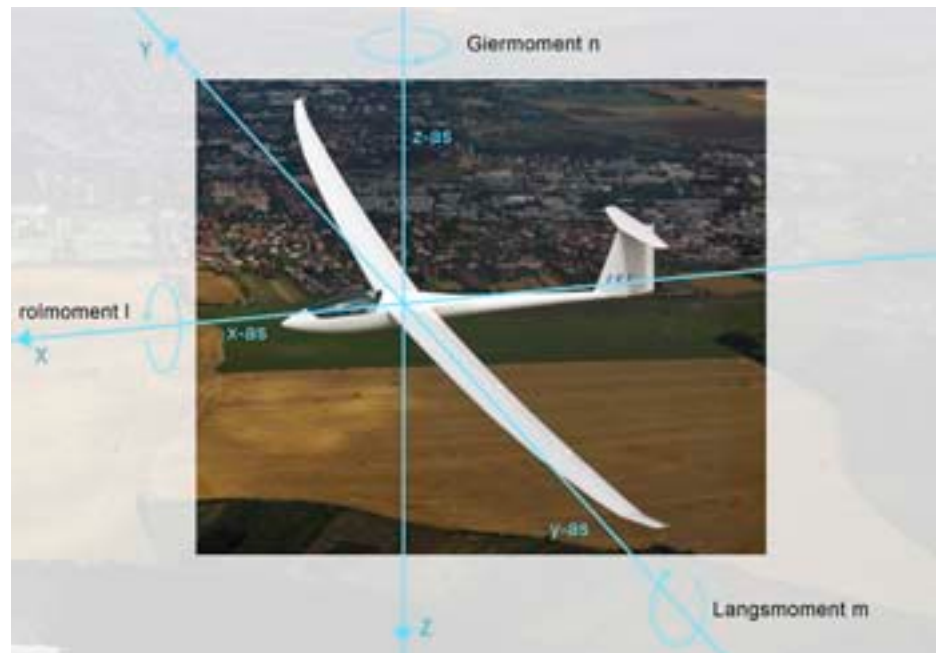
Pogingen tot het uitvoeren van een tolvlucht met een zweefvliegtuig leiden soms tot het ontstaan van een *spiraalduik*. Ook hierbij volgt het vliegtuig een spiraalvormige baan, waarbij echter de snelheid -anders dan bij de zuivere tolvlucht- zeer snel oploopt. Het vliegtuig is niet overtrokken, maar trekken aan de knuppel leidt tot vergroten van de dwarshelling, verkleinen van de bochtstraal en vergroting van de snelheid. De juiste herstelprocedure is nu: dwarshelling tot

nul reduceren en voorzichtig optrekken uit de duik. In verband met de snelle toeneming van de vliegsnelheid tijdens een spiraalduik is vlug reageren vereist.

## 2.7 Vliegeigenschappen

Voor de beschrijving van de krachten en momenten die op het vliegtuig werken is een vast aan het vliegtuig verbonden assenstelsel gedefinieerd (figuur 2.31). In figuur 2.63 zijn in dit assenstelsel, het vliegtuigassenstelsel genoemd, de luchtkrachten ontbonden langs de langsas ( $x$ -as), de dwarsas ( $y$ -as) en de topas ( $z$ -as) en de aërodynamische momenten om de assen aangegeven, alle met een positief teken. In dit assenstelsel is de positieve richting van de  $x$ - en  $z$ -as tegengesteld gericht aan respectievelijk de weerstand en het gewicht.

Buiten het gewicht werken op het vliegtuig door zijn beweging ten opzichte van de omringende lucht alleen aërodynamische krachten: de draagkracht  $L$ , de weerstand  $D$ , maar ook, aangezien het vliegtuig asymmetrisch aangestroomd kan worden, een dwarskracht. Deze krachten, die respectievelijk onder een invalshoek en een sliphoek met het assenstelsel staan leveren ontbondenen langs de drie assen, de  $X$ -,  $Y$ - en  $Z$ -kracht. De krachten die niet in het zwaartepunt aangrijpen, zoals bijvoorbeeld luchtkrachten door uitslag van de stuurorganen, leveren aërodynamische momenten (kracht  $\times$  arm) respectievelijk om de  $x$ -as het rolmoment  $l$ , om de  $y$ -as het langsmoment  $m$  en op de  $z$ -as het giermoment  $n$ .



2.63 Krachten en momenten.

In de volgende paragraaf wordt nader ingegaan op de vliegeigenschappen van zweefvliegtuigen onder invloed van de krachten die op het vliegtuig of op delen van het vliegtuig werken. Speciale aandacht krijgen daarbij de bewegingen van het vliegtuig bij uitslag van de stuurorganen en de stabiliteit van de bewegingen om de hierboven omschreven vliegtuigassen.

### 2.7.1 BESTURING

Om de vlieger in staat te stellen het vliegtuig een bepaalde baan te doen volgen moet het stuurorganen bezitten. In de ruimte kan het vliegtuig om zijn drie assen draaibewegingen uitvoeren; er is dienovereenkomstig een besturingsmogelijkheid voor elk van deze assen nodig.



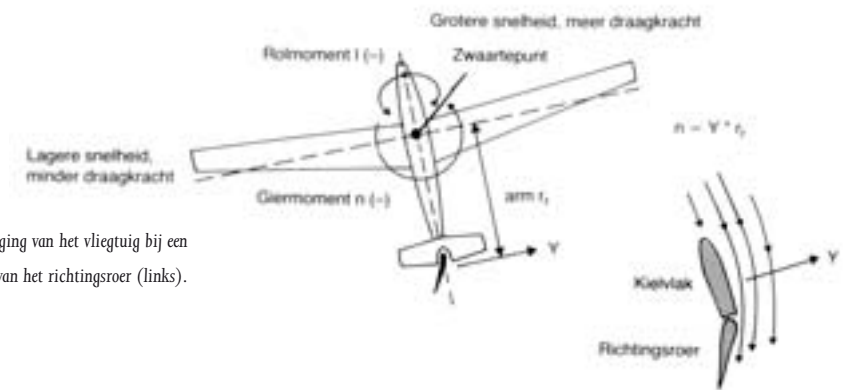


2.64 Stabulo met hoogteroer en kielvlak met richtingsroer.

### 2.7.2 RICHTINGBESTURING

De richtingsbesturing geschiedt met behulp van het kielvlak in combinatie met het richtingsroer, samen vertikaal staartvlak genoemd. Een uitslag van het rechter pedaal, het bedieningsorgaan van het richtingsroer, veroorzaakt een uitslag van het richtingsroer naar rechts (figuur 2.64). Door de toenemende welving van het profiel in het vertikaal staartvlak ontstaat een dwarskracht naar links. Door de plaatsing achter aan de romp van het vertikaal staartvlak maakt men het giermoment ( $n$ , kracht  $\times$  arm) ten opzichte van de as door het zwaartepunt (top-as) zo groot mogelijk (figuur 2.65).

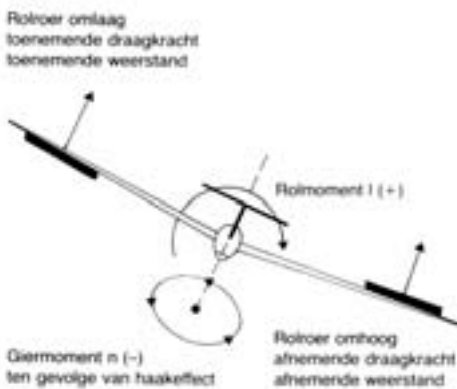
De nu ingezette gierendebeweging van het vliegtuig heeft een neveneffect tot gevolg. Door de draaiing naar links van het vliegtuig zal de rechtere vleugel een grotere en de linkervleugel een kleinere snelheid krijgen. Derhalve neemt de draagkracht van de buitenvleugel toe en die van de binnenvleugel af, waardoor een moment om de x-as ontstaat dat het vliegtuig doet rollen. Het neveneffect van gieren is dus rollen.



2.65 Beweging van het vliegtuig bij een uitslag van het richtingsroer (links).

### 2.7.3 ROLBESTURING

Voor de rolbewerung dienen de rolroeren of ailerons. De uitslag van de rolroeren is tegengesteld; de stuurknuppel naar rechts veroorzaakt een uitslag van het linker rolroer naar beneden en van het rechter rolroer omhoog (figuur 2.66). Dit betekent door de plaatselijk toenemende respectievelijk afnemende welving van het vleugelprofiel, dat de draagkracht van de linker vleugel helft wordt vergroot, terwijl die van de rechter afneemt, met als gevolg een draaibeweging van het vliegtuig om de langsas (rollen). Men brengt de rolroeren aan de einden van de vleugel aan teneinde het rolmoment als gevolg van de roeruitslag, dus het effect van de roeren, zo groot mogelijk te maken. Door de roeruitslag verandert niet alleen de draagkracht van de vleugel ter plaatse van het rolroer, maar ook de weerstand. Het naar beneden uitgeslagen roer veroorzaakt een weerstandstoename, terwijl het naar boven uitgeslagen roer bij gelijke uitslag, geen weerstandstoename of soms zelfs een weerstandsafname tot gevolg heeft. Het vliegtuig heeft nu de neiging om met de vleugel met de grootste weerstand te blijven haken: het haakeffect genoemd (figuur 2.67).



2.67 Krachten en momenten op het vliegtuig bij rolroeruitslag.

Een van de mogelijkheden om het haakeffect te verkleinen is het toepassen van differentiaalrolroeren. Dit houdt in dat de verdraaiing van het omlaag uitgeslagen rolroer kleiner is dan die van het omhoog uitgeslagen rolroer. Het verschil in weerstand wordt hierdoor kleiner.

Ook de dwarshelling en dus indirect het rollen, heeft een neveneffect. Wanneer het vliegtuig bijvoorbeeld naar rechts rolt krijgt het een zekere dwarshelling. De draagkracht blijft altijd loodrecht op de vleugel. Men kan nu het gewicht  $G$  van het vliegtuig ontbinden in een component loodrecht op de vleugel en een component evenwijdig aan de vleugel. Onder invloed van deze laatste component zal het vliegtuig een beweging inzetten in de richting van de lage vleugel ('afglijden'). Dit betekent dat een dwarsstroming ten opzichte van

het vliegtuig ontstaat, ook ter plaatse van het verticale staartvlak. Dit laatste komt nu onder een 'invalshoek' te staan, waardoor een kracht naar links ontstaat, die het vliegtuig rechtsom zal doen gieren. Het *neveneffect* van dwarshelling is dus gieren.

#### 2.7.4 LANGSBESTURING

Evenals voor de richtingsbesturing wordt voor de langsbesturing een staartvlak, het horizontale staartvlak, gebruikt bestaande uit een vast deel, het *stabilo* en een bewegend deel, het *hoogteroer* (figuur 2.68).

Een beweging van de knuppel naar achteren veroorzaakt een uitslag van het hoogteroer naar boven, resulterend in een weltingsverandering van het horizontale staartvlak, zodat een krachtsverandering in neerwaartse richting ontstaat.

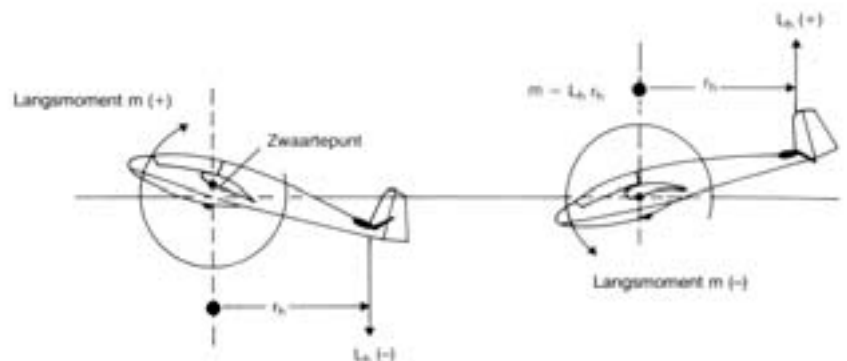
Bij symmetrische profielen ligt het aangrijpingspunt van de totale luchtkracht (drukpunt) theoretisch op  $\frac{1}{4}$  van de koorde, ongeacht de invalshoek. Bij gewelfde profielen verandert de positie van het drupunt echter met de invalshoek. Daarom wordt het begrip drupunt nog nauwelijks gebruikt bij stabiliteitsvraagstukken en gebruikt men het begrip *aërodynamisch centrum*, zijnde het punt waar het moment niet met de invalshoek verandert. Dit ligt theoretisch in het kwartkooordpunt en praktisch zeer dicht daarbij.

Het stabilo en het hoogteroer zijn bij sommige zweefvliegtuigen samengevoegd tot een in zijn geheel bewegend stuurvlak, het zogenoemde *pendelhoogteroer*. Bij pendelhoogteroeren ligt de draaias in verband met de gewenste stuurkrachten iets achter het aërodynamisch centrum en moet er een veer worden gebruikt. Bovendien moet het zwaartepunt van het staartvlak zo dicht mogelijk bij de draaias liggen. Al met al is dit een vrij gecompliceerde zaak.



2.66 Naar boven uitgeslagen rolroer.

2.68 Krachten en momenten bij hoogteroeruitslag.



#### 2.7.5 STUURKRACHTEN

Tijdens de vlucht werkt op een uitgeslagen roer een aërodynamische kracht die leidt tot een kracht in de stuurinrichting. Gezien de symmetrische bouw van een vliegtuig kan worden verwacht dat in de normale rechtlijnige vlucht, waarbij rolroeren en richtingsroer in de middenstand staan, de dwarsstuurkracht die men op de stuurknuppel evenals de kracht die men op het voetenstuur moet uitoefenen om de bestaande toestand te handhaven, nul zijn. De langsstuurkracht is echter in het algemeen niet gelijk aan nul. Verder ligt het voor de hand dat bij een roeruitslag de krachten op de roeren en dus de stuurkrachten aangroeien naarmate vliegsnelheid en roeruitslag groter zijn.

De krachten op het roer grijpen in het algemeen niet aan in de draaias, waardoor een roermoment ontstaat. Om de stuurkrachten bij diverse vliegtoestanden voldoende klein te houden moet dit roermoment klein zijn. Een methode daartoe is het *aërodynamisch balanceren*, waarbij onderscheid wordt gemaakt tussen het balanceren door middel van een gunstige keuze van de draaias, het

toevoegen van een hoornbalansvlak of het toepassen van een hulproertje, het zogenoemde trimvlak.

### 2.7.6 TRIMMEN

Bij een zweefvliegtuig zijn de langsstuurkrachten -evenals de andere stuurkrachten bij normaal manoeuvreren- meestal gering, vooral zolang het om kleine snelheidsvariaties gaat. Bij de moderne prestatietoestellen worden echter naast de normale snelheid van 70 à 80 km/h bij het cirkelen in thermiek 'oversteeksnelheden' in rechtlijnige vlucht van 100 tot 250 km/h toegepast. Bij een dergelijke snelheid is de stuurkracht hoger en wordt op den duur vermoeiend. Om dit bezwaar te ondervangen wordt vaak een triminrichting toegepast, die het mogelijk maakt bij elke snelheid de op de stuurknuppel uit te oefenen kracht tot nul te reduceren. Zolang de vlieger niet ver afwijkt van de snelheid waarvoor het vliegtuig is 'afgetrimd', zijn voor kleine stuurcorrecties slechts kleine krachten nodig.

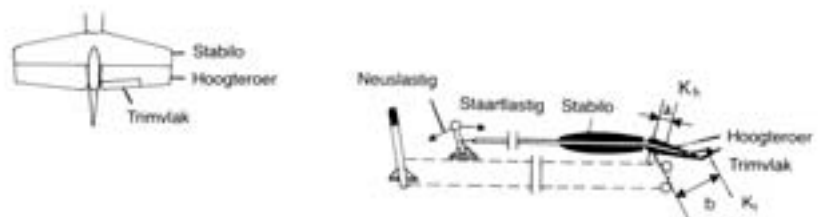
De werking van een conventionele triminrichting is schematisch weergegeven in figuur 2.69. Het trimvlak is een klein beweegbaar vlakje aan de achterrand van het hoogteroer. Met behulp van een trimhandel in de stuurhut en een bowdenkabel kan men het trimvlakje een vaste uitslag ten opzichte van het hoogteroer geven. Wordt nu de stuurknuppel losgelaten, dan zal op het uitgeslagen trimvlakje een kracht gaan werken die het hoogteroer een zodanige stand wil geven, dat ten opzichte van de draagas van het roer het moment (kracht x arm) van de kracht op het trimvlak en dat van de kracht op het roer evenwicht met elkaar maken.

Ofwel:

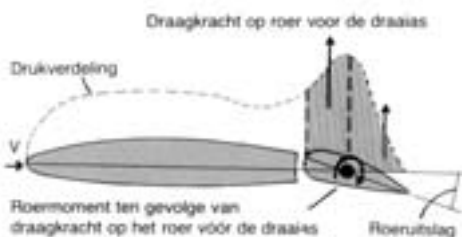
$$K_h a = K_t b$$

Stond het hoogteroer aanvankelijk in de middenstand, dan zal het nu een zodanige stand innemen dat aan deze evenwichtsvoorwaarde wordt voldaan. Er behoeft dus voor deze stand van het hoogteroer geen kracht op de stuurknuppel te worden uitgeoefend; met andere woorden, voor de bij deze hoogteroerstand behorende snelheid is de stuurkracht nul.

2.69 Schema van de werking van een trimvlak.



Figuur 2.69 geldt voor een hoge snelheid. De trimhandel in de stuurhut staat vóór de middenstand (het vliegtuig is neuslastig getrimd) waardoor het trimvlakje ten opzichte van het hoogteroer omhoog is uitgeslagen. Door de (kleine) kracht  $K_t$  op het trimvlak wordt het hoogteroer naar beneden uitgeslagen. Het moment van  $K_t$  ten opzichte van de draaiaxis van het hoogteroer (relatief grote arm) maakt evenwicht met het moment van de grotere kracht  $K_h$  met relatief kleine arm. De stuurknuppel staat in dit geval iets voor het midden.



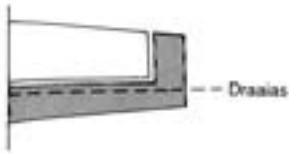
2.70 Invloed van de draaiaxis ligging op het roermoment.

### 2.7.7 PLAATSING VAN DE ROERDRAAIAS

Bij de meeste roerconstructies grijpt de totale aërodynamische kracht op het roer aan achter de draaiaxis en introduceert zodoende een roermoment, dat in evenwicht moet zijn met het moment dat wordt ingeleid door het bedieningsmechanisme. Het aërodynamisch roermoment kan eveneens worden beïnvloed door het roer te laten draaien om een as die verder naar achteren ligt (figuur 2.70).

De aërodynamische kracht op het gedeelte van het roer voor de draaias zal het roermoment verkleinen, terwijl de totale kracht op het roer ongeveer gelijk blijft.

Om de vlieger het gevoel op het roer wanneer hij dit uitslaat niet te laten verliezen mag hierbij het roermoment niet te klein worden gemaakt. Wanneer dit wel het geval is wordt wel gebruik gemaakt van een veertrim, die ten opzichte van een ingestelde 'nulstand' een met de roeruitslag oplopende stuurkracht veroorzaakt. In plaats van verandering van de draaias kan ook een *hoornbalansvlak* worden toegepast (figuur 2.71). De werking is identiek aan het verplaatsen van de draaias.



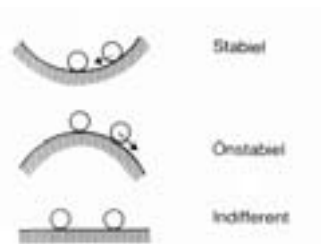
2.71 Hoornbalansvlak.

### 2.7.8 STATISCHE EN DYNAMISCHE STABILITEIT

Een evenwichtstoestand wordt zoals eerder gezien gekenmerkt door evenwicht van krachten en momenten. De dynamica bestudeert de beweging van lichamen na een verstoring van de evenwichtstoestand. Er wordt daarbij onderscheid gemaakt tussen de stabiliteit van de toestand (*statische stabiliteit*) en de stabiliteit van beweging (*dynamische stabiliteit*). Zoals al in paragraaf 2.13.3 is gesteld bevindt een lichaam zich in een *statisch stabiele toestand* wanneer er na een verstoring een kracht ontstaat die het lichaam in de richting van de oorspronkelijke evenwichtstoestand terug wil brengen, bijvoorbeeld een knikker in een kom (figuur 2.72). Ontstaat er een kracht die het lichaam juist niet in de evenwichtstoestand terug wil brengen dan is deze toestand *statisch onstabiel*, bijvoorbeeld dezelfde knikker op een bol oppervlak. Ontstaat helemaal geen kracht dan heet de toestand *indifferent*, bijvoorbeeld een knikker op een plat vlak.

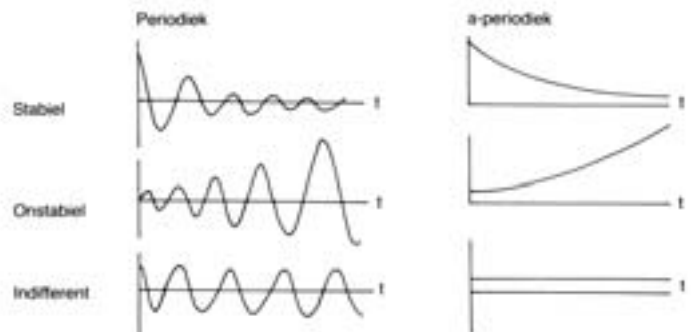
Voor het vliegtuig houdt statische stabiliteit in dat wanneer het vliegtuig ten gevolge van een verstoring (bijvoorbeeld turbulentie) een andere stand ten opzichte van de stroming heeft gekregen, er een aërodynamisch moment om het zwaartepunt ontstaat dat de neiging heeft het vliegtuig in de richting van de oorspronkelijke evenwichtstoestand terug te brengen.

Wanneer de *beweging* van een lichaam wordt bekeken na het opheffen van de verstoring dan spreekt men van een *dynamisch stabiel* lichaam als dit uiteindelijk naar de evenwichtstoestand terugkeert (figuur 2.73). De beweging kan zowel periodiek als a-periodiek verlopen. Raakt het lichaam steeds verder van de evenwichtstoestand verwijderd dan is het *dynamisch onstabiel*. Bij een eeuwig voortdurende slingering wordt van *indifferentie* gesproken. Zonder hierop in deze paragraaf verder te gaan wordt opgemerkt dat statische stabiliteit een noodzakelijke, echter geen voldoende voorwaarde is voor dynamische stabiliteit. Omgekeerd is gebleken dat dynamische onstabieleit bij vliegtuigen vrijwel altijd terug is te voeren tot statische onstabieleit.



2.72 Statische stabiliteit.

2.73 Dynamische stabiliteit.



Het onderzoek naar het verloop van de beweging van het vliegtuig en naar de stabiliteit van de evenwichtstoestand is vrij gecompliceerd, daar diverse bewegingsvormen om meerdere assen mogelijk zijn. In de nu volgende paragrafen wordt daarom een korte beschouwing gegeven van de statische stabiliteit van het vliegtuig om de drie assen afzonderlijk

- langsstabiliteit om de dwarsas

- rolstabiliteit op de langsas
- richtingsstabiliteit om de topas

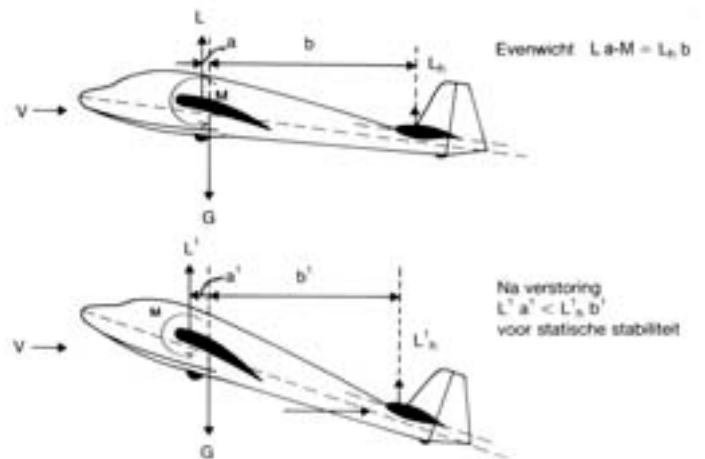
In het kader van dit boek zou het te ver voeren nader op de dynamische stabiliteit in te gaan. Tot slot wordt in dit hoofdstuk het verschijnsel flutter behandeld, weliswaar een dynamisch onstabiel trillingsprobleem, maar dan niet van het vliegtuig maar van delen van de vliegtuigconstructie, onder invloed van aërodynamische krachten.

### 2.7.9 LANGSSTABILITEIT

De statische langsstabiliteit, dat is de stabiliteit ten opzichte van draaiingen om de dwarsas, is verreweg de belangrijkste. De langsstabiliteit is bovendien op eenvoudige wijze te beïnvloeden door verandering van de zwaartepuntligging. Zou het vliegtuig onstabiel zijn dan zou de besturing van het vliegtuig zeer moeizaam zijn, omdat onophoudelijk voor alle kleine afwijkingen gecorrigeerd zou moeten worden.

Voor de langsstabiliteit dient het *horizontaal staartvlak*. Evenals voor de vleugel is de draagkracht van het horizontaal staartvlak  $L_h$  afhankelijk van de invalshoek. In figuur 2.74 boven zijn voor een stationaire rechtlijnige symmetrische vlucht de draagkracht en het moment op de vleugel en de draagkracht op het horizontaal staartvlak evenals het gewicht (aangrijpend in het zwaartepunt) aangegeven.

2.74 Statische langstabiliteit.



Voor het vertikaal krachtenevenwicht moet gelden:

$$L + L_h = G$$

Voor het momentenevenwicht om het zwaartepunt:

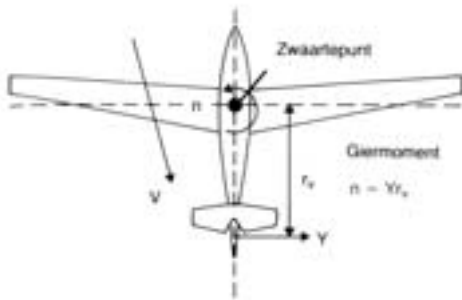
$$L \cdot a - M = L_h \cdot b$$

Ter vereenvoudiging is hier gesteld dat de weerstandskracht door het zwaartepunt gaat en derhalve geen moment op het zwaartepunt heeft.

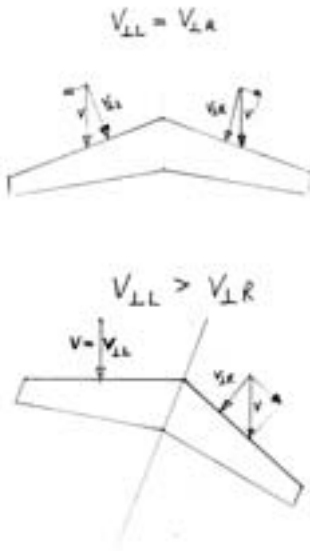
Krijgt het vliegtuig tijdens de vlucht een grotere invalshoek, bijvoorbeeld door turbulentie, dan gebeurt er het volgende: de draagkracht op de vleugel neemt toe. Hierdoor krijgt het vliegtuig een moment dat tracht de invalshoek te vergroten (destabiliserend). Aangezien het horizontale draagvlak via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



Uit figuur 2.74 blijkt duidelijk dat de ligging van het zwaartepunt van veel invloed is op de langsstabiliteit. Een 'voorlijk' zwaartepunt verhoogt de stabiliteit, immers de arm van het horizontaal staarvlak wordt groter en die van de draagkracht op de vleugel wordt kleiner; een 'achterlijk' zwaartepunt heeft het omgekeerde effect. In verband hiermee moet het zwaartepunt binnen bepaalde voorgeschreven grenzen liggen, die men in procenten van een referentie vleugelkoorde aangeeft (bijvoorbeeld tussen 25% en 40% van de wortelkoorde vanaf de voorrand gemeten).



2.75 statische richtingsstabiliteit.



2.76 Statische richtingsstabiliteit door pijlstelling (onder).

#### 2.7.10 RICHTINGSSTABILITEIT

Voor de statische richtingsstabiliteit is vooral het vertikaal staarvlak van belang. Wanneer het vliegtuig onder een sliphoek met de stroming komt te staan dan krijgt het vast aan de romp verbonden vertikaal staarvlak als het ware een invalshoek (figuur 2.75). De dwarskracht levert met de lange arm ten opzichte van het zwaartepunt een moment dat het vliegtuig ten opzichte van de stroming in een slipvrije toestand wil draaien; het werkt als een weerhaan.

Een tweede manier om richtingsstabiliteit te verkrijgen, die bij vliegtuigen wordt toegepast, is het aanbrengen van een pijlstelling. Wanneer bij een positieve pijlstelling, dat wil zeggen dat de vleugelhelten ten opzichte van de romp naar achteren zijn gedraaid, het vliegtuig een sliphoek krijgt dan zal de snelheidscomponent loodrecht op de vleugel de weerstand van de naar voren gedraaide vleugel doen toenemen (figuur 2.76). De weerstand van de naar achteren draaiende vleugel zal afnemen, zodat een moment ontstaat dat de verstoring tracht te verkleinen. Dit effect is bij zweefvliegtuigen doorgaans van geringe betekenis. Vliegtuigen als de Ka-7 en de ASK-13 hebben zelfs een negatieve, dus destabiliserende, pijlstelling. De reden dat hier negatieve pijlstelling wordt toegepast is van constructieve aard. Door de negatieve pijlstelling wordt de ligging van het zwaartepunt ten opzichte van de wortelkoorde naar voren gebracht. De tweede inzittende zit nu voor de doorvoer van de ligger door de romp en toch in het zwaartepunt. De tweede inzittende heeft zodoende nauwelijks invloed op de ligging van het zwaartepunt. Dit is vooral van belang voor het solo vliegen van deze vliegtuigen.

#### 2.7.11 ROLSTABILITEIT

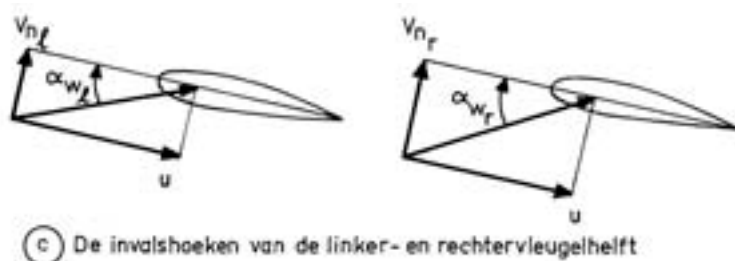
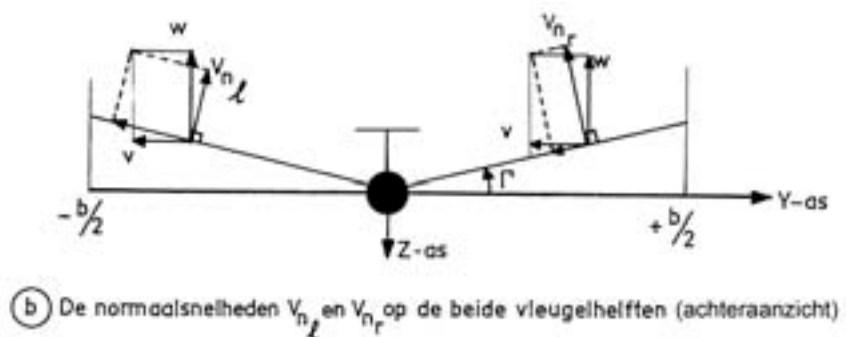
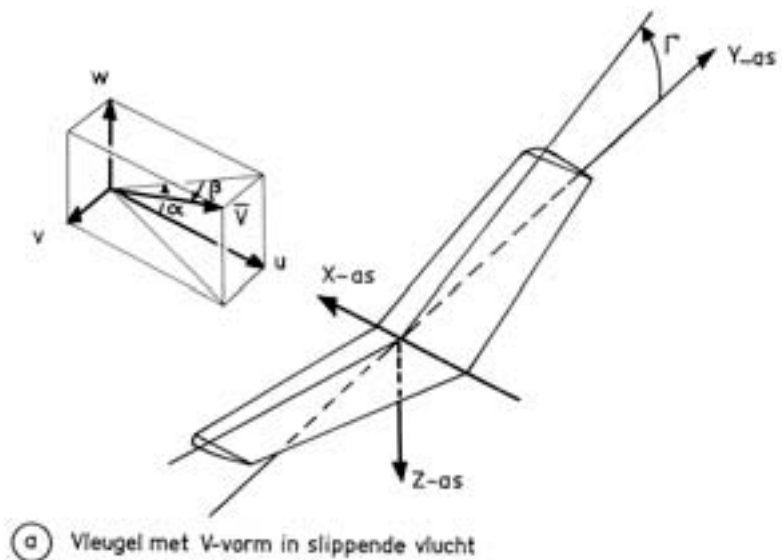
De rolstabiliteit is de stabiliteit om de langsas. De rolstabiliteit wordt voor een belangrijk deel bepaald door de V-vorm van de vleugel. Wanneer een vliegtuig door een verstoring een dwarshellingshoek, bijvoorbeeld naar rechts, krijgt en als gevolg daarvan onder invloed van de zwaartekrachtscomponent langs de dwarsas naar rechts gaat slippen (neveneffect), is het gewenst dat een rolmoment ontstaat dat het vliegtuig weer tracht op te richten.

De bijdrage van de V-vorm van de vleugel tot dit moment is een gevolg van het geometrische invalshoekverschil tussen beide vleugelhelten, dat in de slippende vlucht ontstaat. In figuur 2.77 zijn, voor een naar rechts slippend vliegtuig (V komt van rechts), voor beide vleugelhelten de componenten  $w$  en  $v$  van de luchtsnelheid  $V$  aangegeven. De componenten  $v_{nl}$  en  $v_{nr}$  die loodrecht op de vleugel staan, bepalen met  $u$  de werkelijke invalshoek van die vleugelhelte.

De invalshoek van de rechter vleugelhelte is groter geworden en die van de linker vleugelhelte kleiner. Dit resulteert in een verschil in draagkracht, dat het naar rechts gerolde vliegtuig tracht op te richten.

Samengevat: door een verstoring gaat het vliegtuig rollen, door het rollen gaat het vliegtuig slippen, zodat bij een positieve V-stelling een stabiliserend rolmoment ontstaat.





2.77 Het ontstaan van het verschil in invalshoek tussen de linker en rechter vleugelhelft van een vleugel met V-vorm in slippende vlucht.

### 2.7.12 DE SLIPPENDE VLUCHT

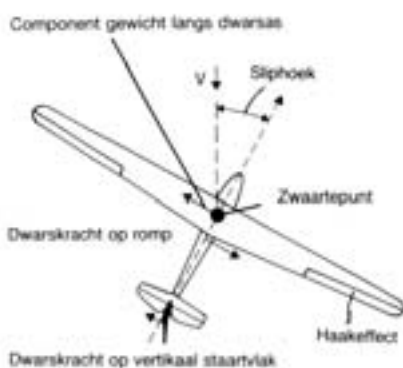
De vlieger zal in het algemeen slippende vluchten vermijden. Doelbewust worden stationaire, rechtlijnige slippende vluchten alleen toegepast voor het regelen van de baanhoek in de naderingsvlucht voor de landing.

Het slippen wordt bereikt door de langsas van het vliegtuig een hoek te laten maken, de sliphoek, ten opzichte van de bewegingsrichting. Hierbij wordt de romp van opzij aangeblazen waardoor hoofdzakelijk de schadelijke weerstand van het vliegtuig toeneemt en een grotere glijhoek wordt verkregen.

Achtereenvolgens zullen de krachten en momenten in het vliegtuigassenstelsel (figuur 2.63) worden bekeken. Bij de stationaire rechtlijnige vlucht zal er een krachten- en momentenevenwicht moeten bestaan.

#### Krachten langs de dwarsas

Ten gevolge van slippen ontstaat wanneer het vliegtuig bijvoorbeeld naar links slipt, dat wil zeggen dat de luchtstroming het vliegtuig van links nadert, een dwarskracht naar rechts (figuur 2.78). De belangrijkste bijdragen tot deze



2.78 Krachten op het vliegtuig tijdens het slippen.

kracht zijn afkomstig van de romp en het verticale staartvlak. Beide worden als het ware onder een 'invalshoek' geplaatst.

Deze dwarskracht maakt evenwicht met een component van het gewicht langs de dwarsas. Een noodzakelijke voorwaarde voor een stationaire rechtlijnige slip is dus dat het vliegtuig een dwarshelling heeft. Het hebben van een dwarshelling heeft echter een neveneffect, het gieren. Daarom zal om deze gierbeweging te onderdrukken het richtingsroer uitgeslagen moeten zijn. Zonder richtingsroeruitslag zou de dwarskracht op het verticale staartvlak in het voorbeeld naar rechts zijn gericht. De uitslag van het richtingsroer zal zodanig groot moeten zijn dat deze dwarskracht zelfs van teken omkeert. Opgemerkt wordt nog dat de sliphoek ter plaatse van het verticale staartvlak kleiner is dan die voor het vliegtuig in zijn geheel doordat de stroming onder invloed van de romp afbuigt.

Samengevat: de dwarskrachten op de romp en het verticale staartvlak moeten in evenwicht zijn met een component van het gewicht.

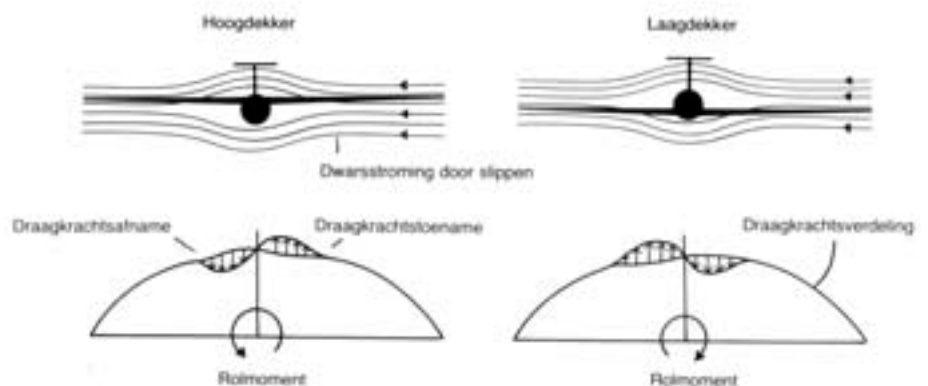
#### Momentenevenwicht om de topas

De belangrijkste bijdragen die een moment om de topas veroorzaken zijn de dwarskracht op de romp en de dwarskracht op het verticale staartvlak. Een kleine bijdrage ontstaat door het haakeffect van de uitgeslagen rolroeren (figuur 2.78). De rolroeren zullen, zoals nog zal blijken, tijdens de stationaire slip een uitslag moeten hebben. Afhankelijk van de pijlhoek zal ook de vleugel een bijdrage tot het moment om de topas leveren (paragraaf 2.7.10). Deze is doorgaans verwaarloosbaar klein.

#### Momentenevenwicht om de langsas

In paragraaf 2.7.11 is afgeleid dat op een vleugel met V-vorm in slippende vlucht een moment ontstaat dat zal trachten de dwarshellingshoek te verkleinen. Om evenwicht te maken met dit moment zullen de rolroeren uitgeslagen moeten zijn. De bijdrage van de romp tot het rolmoment is zeer klein. De vleugel-romp interferentie kan in slippende vluchten echter verschillen in invalshoek van beide vleugelhelften veroorzaken en daarmee een rolmoment ten gevolge van slippende vluchten beïnvloeden. Van belang is daarbij de hoogteligging van de vleugel ten opzichte van de romp. De voorgaande vleugelhelft van een laagdekker ondervindt een invalshoekverkleining, dus een draagkrachtsvermindering, de andere vleugelhelft een invalshoekvergroting dus draagkrachtverhoging ten gevolg van de aanwezigheid van de romp (figuur 2.79). Bij een hoogdekker is dit juist andersom.

2.79 Het ontstaan van een rolmoment in slippende vluchten



Het totale rolmoment van de vleugel waarin de V-vorm de belangrijkste bijdrage heeft wordt dus kleiner bij een laagdekker en groter bij een hoogdekker door deze vleugel-romp interferentie. De bijdrage van het verticale staartvlak is gewoonlijk niet groot. Deze hangt af van de grootte en ligging van het aangrijpingspunt van de dwarskracht op het verticale staartvlak.

Samengevat: het rolmoment van een vleugel met V-vorm in slippende vlucht wordt voornamelijk door een rolroeruitslag in evenwicht gehouden.

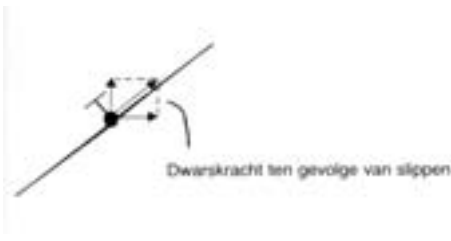
#### Momentenevenwicht om de dwarsas

Als gevolg van het slippen kan een duikmoment ontstaan. De oorzaak van dit moment is de al eerder ter sprake gekomen vleugel-romp interferentie en de interferentie tussen romp en staartvlakken. Voor de vleugel-romp interferentie is weer de plaatsing van de vleugel in hoogterichting ten opzichte van de romp van belang. Ditzelfde geldt ook voor het horizontale staartvlak. Vooral bij een laaggeplaatst staartvlak is het stromingsveld aanzienlijk vervormd door de romp en het verticale staartvlak. In het algemeen moet tijdens de slip aan de knuppel worden getrokken, dit ook omdat de effectiviteit van de slip bij lagere snelheid toeneemt.

#### 2.7.13 OVERTREK TIJDENS SLIPPEN

Slippen beïnvloedt in het algemeen het overtrekgedrag, dit is echter sterk type-afhankelijk. Ten gevolge van de romp-vleugel interferentie zullen nabij de romp loslatingsverschijnselen kunnen optreden. Het is wel mogelijk maar niet noodzakelijk dat hierdoor de minimum snelheid toeneemt, aangezien de romp en het vertikaal staartvlak in slippende vlucht een bijdrage leveren tot de draagkracht. Immers, doordat het vliegtuig een dwarshelling heeft, heeft de dwarskracht op de romp en het kielvlak een verticale component (figuur 2.80).

Gewezen wordt op het feit dat de overtrek asymmetrisch is, wat de kans op het in een tolvlucht vallen bij overtrekken tijdens de slippende vlucht aanzienlijk verhoogt.



2.80 Dwarskracht op romp en kielvlak tijdens slippen.

#### Slippen met kleppen

In een situatie waarin snel hoogte moet worden verloren kan het gebruik van remkleppen worden gecombineerd met slippen, bijvoorbeeld bij de zogenoemde HELP landing (High Energy Landing Problem). Het effect van het openen van de duikremkleppen of spoilers tijdens de slip heeft nauwelijks invloed op het stromingsbeeld nabij de romp en interfereert derhalve niet met het slippen. Beide effecten kunnen als het ware worden gesommeerd. Door de hoge daalsnelheid en het draagkrachtsverlies bij geopende remkleppen zal de vlieger vooral dicht bij de grond adequaat moeten reageren.

#### 2.7.14 FLUTTER

In deze paragraaf zal worden getracht enig inzicht te geven in het verschijnsel flutter, een fenomeen dat in toenemende mate aandacht verdient bij zweefvliegtuigen naarmate de vliegsnelheid en de elasticiteit van de zweefvliegtuigconstructies door gebruik van moderne materialen zoals kunststoffen groter worden. Hoewel flutter een probleem is waar zowel de constructie als de op het vliegtuig werkende aërodynamische krachten een rol spelen wordt het van belang geacht dit onderwerp toe te lichten juist nadat inzicht is verkregen in de aërodynamica van het vliegtuig en in de dynamische stabiliteit van (vliegtuig) bewegingen.

Om het flutterverschijnsel te beschrijven wordt een eenvoudig vleugel-halfmodel zonder rolroeren dat aan de vleugelwortel is vastgeklemd in een windtunnel bekeken. Wanneer er geen windsnelheid is in de tunnel dan zal het model nadat het bijvoorbeeld een stootbelasting heeft ondergaan door er met de hand op te slaan, in trilling geraken. Deze trillingbeweging zal na korte tijd uitgedempt zijn. Wanneer de windsnelheid in de windtunnel langzaam wordt opgevoerd zal de uitdemping van de trilling in eerste instantie toenemen; echter vanaf een bepaalde snelheid zal de demping snel afnemen. Bij de kritische fluttersnelheid blijft de trillingsbeweging met een constante amplitude gehandhaafd, de demping is hier gelijk aan nul. Bij windsnelheden net boven

de kritische fluttersnelheid kan door een kleine verstoring zoals bijvoorbeeld turbulentie in de stroming, een trillingsbeweging beginnen met steeds toenemende amplitude. Een dergelijke omstandigheid met een onstabiele trilling wordt flutter genoemd.

Ook voor zweefvliegtuigvleugels geldt dat bij ieder snelheid boven de kritische snelheid flutter ontstaat. In andere gevallen, bijvoorbeeld flutter waarbij rolroerbewegingen van belang zijn, kunnen in één of meer snelheidsgebieden onstabiele trillingen optreden. Deze gebieden worden weer begrensd door kritische snelheden waarbij juist een trilling met constante amplitude kan blijven bestaan.

Flutter treedt niet alleen op in de vleugels maar ook wanneer de romp in combinatie met een roerbeweging in trilling geraakt. De constructeur zal voor het bewijs van luchtwaardigheid moeten aantonen dat iedere mogelijke vorm van flutter pas bij een snelheid optreedt die met een veilige marge boven de maximaal toegelaten vliegsnelheid ligt. Voor deze marge wordt 20% genomen.

### Trillingsvorm

De manier waarop de vleugel tijdens het trillen wordt vervormd wordt de trillingsvorm genoemd. De doorgaans complexe manier waarop bijvoorbeeld een zweefvliegtuigvleugel vervormt, kan worden gesplitst in een aantal eenvoudige trillingsvormen. In dit voorbeeld zullen we eerst de twee belangrijkste trillingsvormen, de vleugelbuigings- en de vleugeltorsiebeweging beschouwen (figuur 2.81).

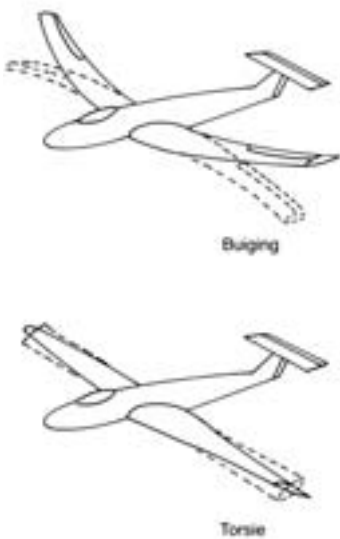
Voor de vleugel van een stilstaand vliegtuig zijn de trillingsvormen afhankelijk van zowel de *massaverdeling* (over de vleugel) en de daarmee samenhangende *massatraagheidskrachten* tijdens de trillingbeweging als van de *stijfheidsverdeling* over de vleugel. Beide bewegingen zullen met een bepaalde frequentie optreden, de eigenfrequenties van respectievelijk de buigings- en de torsietrillingsvorm. In het algemeen zal de eigenfrequentie van de buiging, het aantal trillingen per seconde, lager zijn dan die van de torsiebeweging. De *inwendige krachten* van de vleugelconstructie spelen de belangrijkste rol bij het uitdempen van de beweging.

### Vleugel buiging/torsie flutter

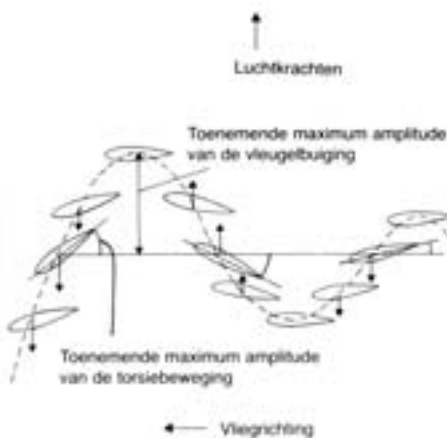
Op het vliegtuig in de vlucht werken aërodynamische krachten. Wanneer de vliegtuigvleugel in de vlucht door welke oorzaak dan ook in trilling geraakt (uiteraard in één van zijn eigenfrequenties) dan werken er ook aërodynamische krachten op het vliegtuig met een variërende grootte, die doorgaans niet in fase zijn met de vleugelbeweging.

Deze aërodynamische krachten leveren als het ware een aërodynamische stijfheid en een aërodynamische demping, die de eigenfrequentie en uitdemping van zowel de buigingstrilling als van de torsietrilling beïnvloeden. Omdat ook deze aërodynamische krachten evenredig zijn met de dynamische druk zal hun invloed op de trillingsbeweging afhangen van snelheid en hoogte. Met toenemende snelheid zal in het algemeen de buigingsfrequentie toenemen en de torsiefrequentie afnemen. Fluttergevaar treedt nu doorgaans op als beide frequenties elkaar naderen en er een situatie ontstaat waarin de torsiebeweging de buigingsbeweging versterkt. In figuur 2.82 wordt dit geïllustreerd aan de hand van de bewegingen van de vleugeltip.

Bekijken we de figuur nauwkeurig, dan zien we dat de vleugeltip niet alleen op en neer beweegt, maar tevens een torderende beweging maakt die hiermee uit fase is, dat wil zeggen dat de maxima van buigings- en torsietrilling niet tegelijkertijd optreden. De optredende invalshoekveranderingen en de daarmee gepaard gaande luchtkrachten zijn zodanig dat de torsiebeweging de op- en neergaande beweging van de vleugel versterkt (flutter). In de figuur zijn de achtereenvolgende standen ten opzichte van een gemiddelde positie aangegeven.



2.81 Trillingsvormen van de vleugel.



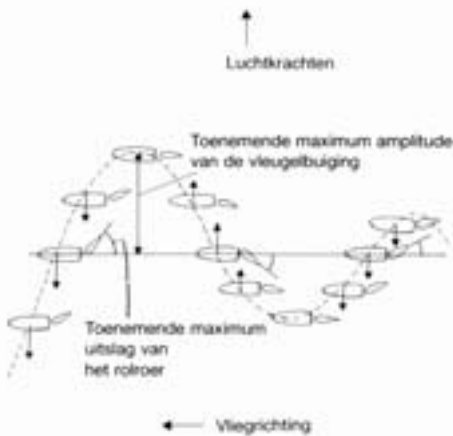
2.82 Tijddiagram van de vleugel-buiging-torsie trilling.

Het is mogelijk dat hierbij de amplitude van de verticale beweging binnen enkele seconden zo groot wordt dat de vleugelconstructie bezwijkt.

#### Flutter van de vleugel met rolroer

Een ander type flutter dat veel bekender is bij zweefvliegtuigen is een buigingsbeweging van de vleugel in combinatie met een rolroer dat vrijelijk om zijn scharnieren kan bewegen, bijvoorbeeld omdat de knuppel niet wordt vastgehouden of omdat er te veel speling in het rolroersysteem zit (bijvoorbeeld te slappe kabels bij kabelbestuurde rolroeren). Opnieuw is het denkbaar dat bij een bepaalde vliegsnelheid de frequentie van de buigende beweging van de vleugel samenvalt met die van de rotatiebeweging van het rolroer. Deze situatie is in figuur 2.83 weergegeven. Bekijken we deze figuur nauwkeurig dan zien we dat de op- en neergaande beweging van de vleugel wordt versterkt door de aërodynamische kracht die door de rolroeren wordt opgewekt.

Diverse andere typen flutter kunnen nog optreden zoals een torsiebeweging van de vleugel in combinatie met een rolroerrotatie, een rompbuiging met een hoogteroerrotatie of een richtingsroerrotatie en tot slot een torsiebeweging van de romp samen met een richtingsrotatie.



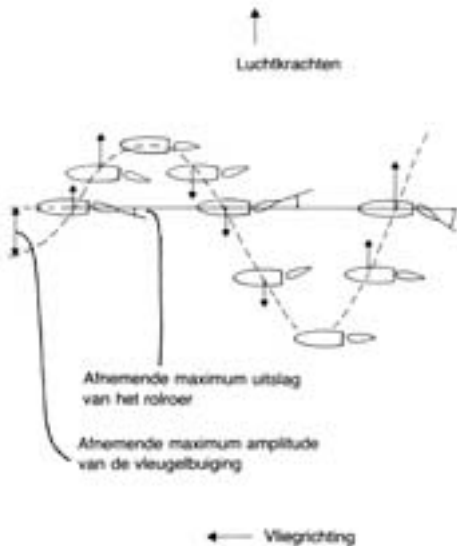
2.83 Tijddiagram van de vleugel-rolroer trilling.

#### Methoden om flutter te beïnvloeden

Als het goed is zal de vlieger van het verschijnsel flutter niets merken. De vliegtuigontwerper moet daartoe wel alle mogelijke flutterpatronen bekijken en er voor waken dat binnen de vliegbegrenzings flutter kan optreden. Er zijn diverse mogelijkheden om het optreden van flutter te voorkomen. Eén van de methoden is het toepassen van massabalancerings. Refererend aan de figuren 2.82 en 2.83 kunnen we gemakkelijk inzien dat wanneer het mogelijk zou zijn de fase van de torsiebeweging van de vleugel of de rotatiebeweging van het rolroer ten opzichte van de buigbeweging van de vleugel om te keren de neiging tot flutter juist wordt onderdrukt. Dit kan worden bereikt door er voor te zorgen dat het massazwaartepunt van de vleugel vóór de torsieas ligt en het massazwaartepunt van het rolroer vóór de lagerpunten. De massa draagkracht zorgt er dan voor dat het faseverschil tussen de twee trillingen wordt omgedraaid. In figuur 2.84 is dit voor de combinatie vleugel-rolroer gedemonstreerd. Het verschil met figuur 2.83 is dat de aërodynamische kracht door de rolroeruitslag nu de verticale beweging van de vleugel juist tegenwerkt waardoor een sterk dempend effect optreedt.

De juiste plaats van het massazwaartepunt wordt uiteraard constructief nagestreefd, soms moet echter nog extra massa worden toegevoegd. Een bekend voorbeeld zijn de balanceergewichten bij de rolroeren of die bij het richtingsroer. Ook de voorwaartse positie van de motoren van enige bekende straalvliegtuigen is een voorbeeld van massabalancerings. Een aantal andere mogelijkheden om de kritische fluttersnelheid te beïnvloeden zijn: het vergroten van de buigen torsiestijfheid van de vleugel, de romp en de stuurvlakken, het beïnvloeden van de massaverdeling van deze vliegtuigonderdelen (voorwaartse ligging van het massazwaartepunt van de vleugel, plaatsing van de waterballast, massabalancerings van de stuurvlakken), stijve stuurstangen in plaats van stuurkabels, geringe vrije speling in de stuurorganen en het gebruik van dempers in het subsysteem.

Het verschijnsel flutter is al lang bekend en de ontwerpers van zweefvliegtuigen beschikken tegenwoordig over voldoende middelen om de flutterkarakteristieken te kunnen vaststellen en adequate maatregelen te kunnen nemen. Bij een goed onderhouden en binnen de vliegbegrenzings gebruikt zweefvliegtuig zal nooit zó maar flutter optreden.



2.84 Resultaat van massabalancerings ter voorkoming van flutter.

## Symbolenlijst

Symbool	Betekenis	Eenheid
$C_d$	Weerstandscoefficiënt	
$C_l$	Draagkrachtcoëfficiënt	
$D$	Weerstandskracht	[N]
$g$	Versnelling van de zwaartekracht -9,81	[m/s <sup>2</sup> ]
$G$	Gewicht	[N]
$h$	Hoogte	[m]
$L$	Draagkracht	[N]
$m$	Massa	[kg]
$n$	Belastingfactor	
$p$	Druk (pressure)	[Pa] = [N/m <sup>2</sup> ]
$q$	Dynamische druk	[Pa] = [N/m <sup>2</sup> ]
$t$	Tijd	[s]
$V$	Snelheid – vliegsnelheid	[m/s]
$V_b$	Vliegsnelheid in de bocht	[m/s]
$V_d$	Daalsnelheid	[m/s]
$V_{NE}$	Maximaal toegelaten snelheid (Never Exceed)	[m/s]
$\alpha$	Invalshoek, hellingshoek	[graden]
$\alpha_i$	Geïnduceerde invalshoek	[graden]
$\alpha_l$	Locale invalshoek	[graden]
$\gamma$	Glijhoek	[graden]
$\rho$	Soortelijke massa lucht	[kg/m <sup>3</sup> ]



## THEORIE VAN HET ZWEEFVLIEGEN

1. Meteorologie (in voorbereiding)
2. Principes van het vliegen
3. Constructie (in voorbereiding)
4. Instrumenten
5. Vluchtoptimalisatie en MacCready vliegen (in voorbereiding)
6. Kaartlezen en navigatie
7. Startmiddelen en startmethoden

## VERANTWOORDING

De tekst van dit hoofdstuk Principes van het zweefvliegen is onderdeel van Theorie van het Zweefvliegen, waarvan de tekst is herzien in het kader van ontwikkelingen zowel in de sport zelf als in de regelgeving, die nu is gestoeld op afspraken die in Europees verband zijn gemaakt. De opzet van de theorie is conform de EASA-systematiek, voor zover die thans vastligt en die door de Nederlandse overheid en de KNVvL wordt gevolgd.

De herziene tekst van dit hoofdstuk is opgesteld door Ir. J.J. Horsten en van commentaar voorzien door Ir. L. Boermans (Faculteit Luchtvaart- en Ruimtevaarttechniek, TU Delft). De herziene tekst van dit hoofdstuk is besproken in een werkgroep vanuit de Commissie Instructie en Veiligheid (CIV).

Besloten is de tekst in pdf-vorm beschikbaar te stellen, wat het aanbrengen van correcties mogelijk maakt. Opmerkingen en suggesties ten aanzien van de tekst door gebruikers zijn zeker welkom.

Wim Adriaansen  
Eindredacteur Theorie van het Zweefvliegen

w.adriaansen@planet.nl



Theorie van het Zweefvliegen is een uitgave van de Afdeling Zweefvliegen van de KNVvL

Omslagfoto: Frans de Guise



