

# VLIEGEN EN MODELVLIEGEN

## Inhoudsopgave

|  |    |
|--|----|
| Inleiding.....                             | 2  |
| -1- De basisprincipes van het vliegen..... | 3  |
| Lift.....                                  | 3  |
| Historische samenvatting.....              | 6  |
| -2- Liftcoëfficiënt.....                   | 7  |
| -3- Liftkracht.....                        | 11 |
| -4- Drukpunt.....                          | 16 |
| -5- Overtrek.....                          | 22 |
| -6- Instelhoekverschil.....                | 31 |
| -7- Propellers.....                        | 37 |
| -8- Besturings-systemen.....               | 45 |
| -9- Slot.....                              | 53 |

## Inleiding

In de volgende hoofdstukken wordt gepoogd om een stuk inzicht te geven over het hoe van het vliegen en het modelvliegen in het bijzonder. In het eerste hoofdstuk worden eerst de basisprincipes waarop de liftkracht berust, duidelijk gemaakt.

Aan het slot worden de, volgens mij, belangrijkste historische mijlpalen nog eens op een rijtje gezet.

Verder zal ik de praktische consequenties voor een aantal aspecten van onze toestellen aangeven.

Die aspecten zijn :

- Profiel en liftcoëfficiënt
- Drukpunt
- Draagvermogen
- Minimale vliegsnelheid
- Overtreksnelheid
- Instelhoekverschil
- Propellertrekkracht en vermogen

Mijn bedoeling is om dit alles met zo weinig mogelijk formules te doen al zal ik, waar nodig, wel de benodigde formules vermelden.

Dit voor hen, die het leuk vinden om daar hun tanden op stuk te bijten.

## HOOFDSTUK 1

### -1- De basisprincipes van het vliegen.

Om te kunnen vliegen zal in het algemeen aan minstens drie voorwaarden moeten worden voldaan.

- Men moet gedurende langere tijd vrij in de lucht kunnen blijven zonder hoogte te verliezen. Hiervoor is een liftkracht noodzakelijk.
- Gedurende die tijd zal men controle over het toestel moeten houden. Hiervoor is een goed besturingssysteem noodzakelijk.
- Om van plaats te veranderen en /of liftkracht op te bouwen heeft men snelheid nodig. Hiervoor zijn diverse mogelijkheden.

In deze stukjes zal hoofdzakelijk het eerste punt aan de orde komen.

### Lift

Om te kunnen vliegen zal het noodzakelijk zijn dat op een voorwerp een opwaartse kracht wordt uitgeoefend die tegengesteld en evengroot is als de kracht waarmee de aarde dat voorwerp naar beneden trekt.

Die opwaartse kracht wordt liftkracht genoemd.

Er zijn 2 manieren om een dergelijke kracht op te wekken.

- 1- Gebruik maken van het feit dat het ene gas lichter of zwaarder is dan een ander.  
B.v. waterstofgas en helium zijn lichter dan lucht.  
Ook kan gebruik gemaakt worden van het gegeven dat warme lucht lichter is dan koudere lucht.  
Van deze systemen wordt gebruik gemaakt bij luchtballons en zeppelins.  
Deze drijven als het ware in de lucht, precies hetzelfde als een blok hout in het water drijft.  
Deze manier van vliegen wordt in het algemeen het "lichter dan de lucht vliegen" genoemd.  
De eersten die er in slaagden hiermee succesvol omhoog te komen waren de Franse gebroeders Montgolfier. Die hadden een ballon van papier en zijde gemaakt, welke ze met hete lucht ver-

warmden.

Hiermee gingen ze zelf niet omhoog, maar na enige proeven met o.a. een schaap, werd dat karwei door een vrijwilliger opgeknapt. Daar wij in onze hobby daar (nog) geen gebruik van maken ga ik hier nu niet verder op in.

- 2- De tweede manier is voor ons interessanter, wij maken er allen gebruik van en wordt het "zwaarder dan de lucht" vliegen genoemd.
- De Zwitserse natuurkundige Daniël Bernoulli (van Nederlandse afkomst) ontdekte 250 jaar geleden al dat als men b.v. lucht een hogere snelheid gaf, de luchtdruk daardoor afnam. Hij heeft daar veel studie aan gedaan en de gaswet die door hem werd vastgelegd is dan ook naar hem genoemd.
- Dat die luchtdruk bij een hogere snelheid afneemt kunnen we zelf waarnemen b.v. bij wind.
- Hoe harder het waait, hoe lager de barometerdruk is.
- Zelf kan je een proef doen door een blaadje papier licht tegen je lippen gedrukt te houden en dan gelijkmatig te blazen. Hoe hard men ook blaast, het papiertje blijft tegen je lippen kleven.
- De verklaring is dat de uitgeblazen lucht door een zeer nauwe spleet tussen lippen en papier door moet. Hierdoor moet de lucht versnellen, net als een waterstraal uit de sproeier van een tuinslang.
- Door deze snelheidsverhoging zakt de luchtdruk in het gebied bij je lippen heel veel. Aan de buitenkant van het papiertje verandert de luchtdruk echter niet. Door het drukverschil wordt het papiertje dus tegen je lippen gedrukt.

Misschien zal je nu zeggen, wat heeft dit nu met ons vliegen te maken? Dat ga ik nu uitleggen.

Uit het bovenstaande blijkt dat als we lucht langs een voorwerp b.v. een vleugel laten stromen, zodanig dat die lucht aan beide zijden een verschillende snelheid heeft, aan die zijden dan ook een verschillende luchtdruk zal ontstaan.

Handig zou in dit geval zijn als de lagere druk aan de bovenzijde en de

hogere druk aan de onderzijde zou ontstaan. Dan hebben we n.l. de benodigde liftkracht.

Hoe krijgen we dat nou voor elkaar ?

Dit is niet zo moeilijk. We behoeven alleen maar te zorgen dat de lucht die over de bovenzijde van de vleugel stroomt een langere weg af moet leggen dan de lucht die langs de onderzijde stroomt.

Als de lucht over de bovenzijde een langere weg af moet leggen zal hij sneller moeten stromen dan de lucht langs de onderzijde en dus een lagere druk krijgen. Doordat de druk aan de bovenzijde lager is zal de vleugel dan omhoog worden gedrukt.

Die langere weg aan de bovenzijde wordt bereikt door de vleugel altijd een schuine stand t.o.v. zijn bewegingsrichting te geven en meestal het profiel aan de bovenzijde boller te maken dan aan de onderzijde.

De schuine stand wordt invalshoek genoemd. Hoe schuiner de vleugel staat, hoe langer de weg is die de lucht aan de bovenzijde moet afleggen, dus hoe lager de luchtdruk aan de bovenzijde wordt en hoe meer lift we krijgen.

Jammer genoeg kunnen we met dit schuinstellen niet onbeperkt doorgaan, zie hoofdstuk 2 en 5.

## Historische samenvatting

Als we de historie van het bovenstaande beknopt samenvatten dan kunnen we drie belangrijke figuren naar voren halen.

- Daniël Bernoulli door zijn theoretische onderzoeken op het gebied van gassen, wat in 1738 resulteerde in zijn beroemde gasstromingswet:

$$[1] \quad p + \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 = \text{constant}$$

ofwel:

Als men een lichtsnelheid verhoogt (of verlaagt) zal de druk van die lucht lager (of hoger) worden.

- Otto Lilienthal die begreep dat de theorie van Bernoulli het vliegen mogelijk kon maken.

Zijn eigen bijdrage was het inzicht dat hij met gewelfde vlakken en invalshoeken de vereiste lichtsnelheidsverschillen en de daar door veroorzaakte drukverschillen kon creëren.

Dat resulteerde in 1893 tot zijn eerste geslaagde zweefvlucht. Voor Lilienthal waren er al eeuwen lang de meest ingenieuze en vreemdsoortige toestellen bedacht die meestal op foute theorieën waren gebaseerd en waarvan de proefvluchten dan ook dikwijls op komische maar soms ook tragische manier afliepen.

Ook Lilienthal zelf verongelukte op zijn laatste vlucht.

De oorzaak was dat hij nog geen goed inzicht had hoe de dwarsbesturing van een vliegtuig moest gebeuren.

- Dit probleem werd opgelost door de gebroeders Wright. Hun belangrijkste bijdrage aan de luchtvaart is de rolroer besturing.

Zij hadden d.m.v. proeven in hun eigen gemaakte windtunnel gevonden dat alle bekende varianten van richtingroerbeweging onvoldoende waren en waren tot de conclusie gekomen dat als men de vleugels tijdens het vliegen tegengesteld tordeerde, het toestel een bocht beschreef.

**Dit was de uitvinding van het rolroer.**

In tweede instantie construeerden ze ook zelf nog een motor voor hun proeftoestel en maakten zo in 1903 hun eerste gemotoriseerde en bestuurbare vlucht.

## HOOFDSTUK 2

### -2- Liftcoëfficiënt

In dit hoofdstuk wil ik nu verder gaan met wat te zeggen over de liftcoëfficiënt.

Ik zal beginnen met uit te leggen wat de liftcoëfficiënt eigenlijk is.

**De liftcoëfficiënt is een kengetal waarmee het liftgevend vermogen van een bepaald vleugelprofiel wordt aangegeven.**

Wat wordt hiermee nu bedoeld ?

Bij een vleugel wordt het vermogen om lift (=draagkracht) te leveren in belangrijke mate bepaald door de welving van het profiel en de invalshoek van de vleugel. Daar het liftvermogen dus ook afhankelijk is van de vleugelvalshoek, zal bij een bepaald vleugelprofiel een reeks liftcoëfficiënten behoren, elk behorend bij een bepaalde invalshoek.

Bij verschillende profielsoorten zullen dan ook verschillende reeksen liftcoëfficiënten behoren.

Daar over deze liftcoëfficiënten in boekjes en tijdschriften veel gesproken wordt, maar ze nooit vermeld worden, wil ik hierbij enige methodes aangeven waarmee ze bij benadering bepaald kunnen worden.

Liftcoëfficiënten kunnen toegepast worden bij b.v. vleugel- en propellerberekeningen.

Eerst geef ik als voorbeeld een tabel waarin de liftcoëfficiënten van een Clark-Y profiel zijn vermeld bij verschillende invalshoeken.

| Clark-Y<br>invalshoek (gr.) | liftcoëff. |
|-----------------------------|------------|
| 0                           | 0,29       |
| 1                           | 0,36       |
| 2                           | 0,43       |
| 3                           | 0,50       |
| 4                           | 0,57       |
| 5                           | 0,64       |
| 6                           | 0,71       |
| 7                           | 0,78       |
| 8                           | 0,85       |
| 9                           | 0,92       |

Zoals uit deze tabel valt af te lezen wordt de liftcoëfficiënt (dus het dragend vermogen) groter als de invalshoek groter wordt. Hiervan maken wij o.a. gebruik door de invalshoek te vergroten als we bij langzaam vliegen meer "up" geven. Dit vergroten van de liftcoëfficiënt, door de invalshoek te vergroten, kan niet onbeperkt doorgaan. Als de invalshoek te groot wordt zal, vooral bij lage snelheid, de lucht aan de bovenzijde van de vleugel geen kans meer zien om netjes strak langs het vleugeloppervlak te blijven stromen. De luchtstroom raakt los van de vleugel en gaat wervelen. Dit verschijnsel wordt turbulentie genoemd. Er kan dan zelfs aan de achterrand lucht vanaf de onderzijde naar het bovenvlak stromen. Hierdoor zal het liftvermogen zeer snel veel minder worden. Dit gedrag wordt "**overtrek**" genoemd. In het algemeen zullen overtrek verschijnselen ongewenst en soms zelfs gevaarlijk zijn. Een positieve uitzondering is het gebruik van stoorkleppen bij zwevers b.v. tijdens de landing. Als deze worden uitgezet wordt de luchtstroom aan de vleugelbovenzijde zodanig verstoord dat de luchtstroom gedeeltelijk loslaat, met als resultaat dat de lift sterk afneemt. Het "overtrekken" zal in hoofdstuk 5 nog verder worden behandeld.

Hoe kan de liftcoëfficiënt van een profiel worden bepaald ?  
Daar in de voor ons beschikbare literatuur nauwelijks liftcoëfficiënten worden vermeld, zullen we deze (indien nodig) zelf moeten bepalen. Hiervoor zijn twee mogelijkheden:

- De empirische (= proefondervindelijk) methode.  
Hiervoor zal de beschikbaarheid van een windtunneltje, met daarin een krachtenmeetsysteem, noodzakelijk zijn.  
Als men een vleugelgedeelte met het te onderzoeken profiel in de windtunnel monteert, kan men de liftkracht meten bij een bepaalde windsnelheid en bij een ingestelde invalshoek.  
Als we nu verder weten dat:

$$[2] \quad C_l = P_l / (1/2 \times \delta \times v^2 \times F)$$

kunnen we op een eenvoudige manier de liftcoëfficiënt  $C_l$  uitrekenen die bij de ingestelde invalshoek behoort.

In bovenstaande formule is :

$P_l$  = gemeten liftkracht (Newton)

$\delta$  = soortelijke massa van de lucht ( $\text{kg/m}^3$ )

$v$  = luchtsnelheid (m/sec)

$F$  = vleugeloppervlak ( $\text{m}^2$ )

Deze methode is de nauwkeurigste, mits de windtunnel goed gebouwd is en de meetsystemen goed werken.

– De theoretische benadering.

Bij de theoretische benadering wordt uitgegaan van het gegeven dat de liftcoëfficiënt voornamelijk afhankelijk is van 3 grootheden welke alle 3 betrekking hebben op de skeletlijn.

De skeletlijn is de lijn die ontstaat als men de punten verbindt die precies op de middens van de vleugeldikten liggen. ( zie ook schets 1.)

Deze grootheden zijn :

A = de invalshoek ( variabel)

B = de neushoek ( ligt vast in profiel)

C = de achterrandhoek ( ligt vast in profiel)

(Zie onderstaande schets)

De hoeken B en C kan men opmeten in een profieltekening.

De hoek A is afhankelijk van profiel, vleugelbelasting en vliegsnelheid. Bij onze modelvliegtuigen zal hij kunnen variëren van - 5° tot + 10°.

Heeft men de hoeken A ,B en C bepaald dan kan men de liftcoëfficiënt berekenen volgens:

$$[3] C_l = 2 \times \pi \times \sin (A + B/8 + 3 \times C/8) \times R_E$$

Hierin is:

$C_l$  = liftcoëfficiënt bij invalshoek A

$\pi$  = 3.14

A = invalshoek (E)

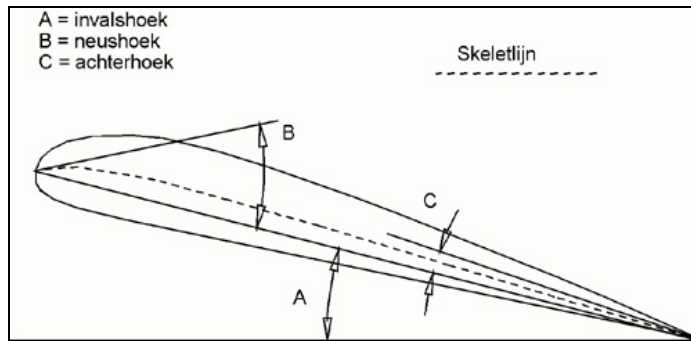
B = neushoek (E)

C = achterlijsthoek (E)

$R_E$  = rendementsfactor (0,65)

Opmerking:

Daar bij deze theoretische benadering een aantal andere factoren zoals oppervlakafwerking, oppervlakkromming, neusradius e.d. niet meegenomen zijn, zou het beste zijn om eerst theoretisch de liftcoëfficiënt van een profiel te bepalen en daarna m.b.v. de empirische methode correcties toe te passen. In de grote luchtvaart gaat men ook zo te werk.



Waar kan men eigenlijk een liftcoëfficiënt voor gebruiken ?

Eerst wil ik stellen dat men in het (modelvlieg)leven best verder kan zonder bovenstaande kennis.

Zeker als men vanuit bouwdozen of bestaande tekeningen bouwt heeft men niet voor grote verrassingen te komen staan.

Anders wordt het als men geheel zelf een toestel wil ontwerpen en bouwen, dat ook nog enigszins aan van te voren te stellen eisen moet voldoen.

Men zal dan zelf het vleugelprofiel, het vleugeloppervlak, het zwaartepunt, het instelhoekverschil en de trekkracht van de propeller moeten bepalen.

Bij al deze gegevens speelt de liftcoëfficiënt een grote rol.

## HOOFDSTUK 3

### -3- Liftkracht

Wat wordt met **liftkracht** bedoeld ?

Onder liftkracht verstaan we de opwaartse kracht die een toestel ondervindt als het zich door de lucht beweegt.

Deze kracht zal nagenoeg geheel door de vleugels worden opgewekt en moet gelijk zijn aan het gewicht van het toestel.

Als de liftkracht groter is dan het gewicht van het toestel zal het stijgen, als de liftkracht kleiner is zal het dalen.

Welke factoren spelen een rol bij het opwekken van een liftkracht ?

– De 1e factor is de **liftcoëfficiënt**.

Uit de voorgaande hoofdstukken zal duidelijk zijn dat de liftcoëfficiënt een grote rol speelt.

Profielen met een holle of vlakke onderzijde hebben hogere liftcoëfficiënten.

Symmetrische profielen hebben lagere liftcoëfficiënten.

Profielen met een hoge Cl hebben meestal meer weerstand dan profielen met lage Cl.

Dit wordt dan veroorzaakt door het feit dat een hoge Cl een meer gebogen skeletlijn heeft, waardoor de profieldikte weer toeneemt. Welk profiel men kiest zal afhankelijk zijn van de eisen die men aan het toestel gaat stellen.

Toestellen die bij lage snelheid toch nog voldoende lift moeten hebben zoals lestoestellen en zwevers hebben meestal profielen met een holle of nagenoeg vlakke onderzijde.

Toestellen die snel vliegen moeten vliegen en die moeten kunnen kunstvliegen hebben meestal een symmetrisch profiel. Een symmetrisch profiel heeft bij rugvlucht dezelfde liftcoëfficiënt (als de invalshoek gelijk is) als in de normale stand, wat bij aerobatics wel handig is.

Ook tussenvormen zijn mogelijk. Die noemt men dan soms half-symmetrische profielen.

Een goede profielkeuze is best belangrijk en behoeft dus niet

- persé te betekenen dat men altijd het profiel kiest met de hoogste liftcoëfficiënt.
- De 2e factor is **het vleugeloppervlak**.  
Natuurlijk speelt de oppervlakte van de vleugel ook een grote rol. Het is logisch dat hoe groter het vleugeloppervlak is ,hoe groter de liftkracht zal zijn.  
Heeft men geen of maar weinig motorvermogen en dus een relatief lage snelheid, dan worden grote vleugels toegepast. (lang en/of breed)  
Voorbeelden hiervan zijn zwevers en het spionagevliegtuig U-2.  
Heeft men veel motorvermogen en dus een relatief hoge snelheid dan kunnen de vleugels kleiner worden.  
Een mooi voorbeeld hiervan was de Starfighter.  
Die kleine vleugels, dus hoog benodigde snelheid, kunnen weer problemen geven bij het starten en landen daar de snelheden dan toch dikwijls vrij hoog moeten zijn.  
Om dit probleem op te lossen wordt dikwijls tijdens het landen de liftcoëfficiënt verhoogd d.m.v. flaps aan de voor- en achterzijde van de vleugels.  
Ook de vleugelbreedte wordt dan wel vergroot door uitschuifbare flaps.  
Dit is zeer duidelijk zichtbaar bij het landen en starten van b.v. een Boeing 747 of DC-10.
  - De 3e factor is de (lucht)**snelheid**.  
Ook de snelheid van het toestel t.o.v. de lucht is zeer sterk op de liftkracht van invloed.  
Hoe sneller het toestel vliegt, hoe meer lift er wordt opgewekt. Dit effect is zelfs kwadratisch.  
Daar de lift (=draagkracht) toeneemt als de snelheid toeneemt zal een toestel bij toenemende snelheid de neiging hebben om te klimmen.  
Deze neiging kan bij motortoestellen worden gecompenseerd door de motor iets naar beneden gericht te monteren. Hierdoor zal bij vol motorvermogen (=volle snelheid) de motor het toestel iets naar beneden trekken en daardoor de klimneiging tegen gaan.
  - De 4e en laatste factor is de **soortelijke massa van de lucht**.

Deze neemt af als de temperatuur stijgt of als de luchtdruk daalt. Voor ons als modelvliegers is dit niet belangrijk daar deze variabelen bij ons nauwelijks veranderen. In de grote luchtvaart echter waar de temperaturen kunnen variëren van +50<sup>E</sup> Celsius tot -70<sup>E</sup> Celsius en de luchtdruk tot 10% (op 16 km hoogte) van de normale waarde kan afnemen, mag dit echter zeker niet verwaarloosd worden. Een Jumbo die in Dubai bij een baantemperatuur van b.v. 45<sup>E</sup> Celsius opstijgt zal beduidend minder mogen wegen dan hetzelfde toestel op Groenland bij een temp. van b.v. - 20<sup>E</sup> Celsius.

Hier staan de liftfactoren nog eens samengevat:

|                                 |                        |
|---------------------------------|------------------------|
| 1 - liftcoëfficiënt             | Cl                     |
| 2 - luchtsnelheid               | V [m/sec]              |
| 3 - vleugeloppervlak            | F [m <sup>2</sup> ]    |
| 4 - soortelijke massa v/d lucht | δ [kg/m <sup>3</sup> ] |

En de relatie is als volgt :

$$\text{De liftkracht } K = \frac{1}{2} \times \delta \times V^2 \times F \times Cl \text{ [Newton]}$$

(Opmerking: 1 Newton = 0,1 kg)

- Als de liftcoëfficiënt niet bekend is moet men hem eerst bepalen volgens de methode zoals in hoofdstuk 2 is aangegeven.
- De luchtsnelheid moet men meten of schatten. Moet men het toestel nog bouwen dan zal men zelf een streefsnelheid moeten aannemen.
- Het vleugeloppervlak kan men uitrekenen als de afmetingen bekend zijn.
- De soortelijke massa van de lucht is afhankelijk van de temperatuur en de luchtdruk maar kan men in onze situaties aannemen op 1.3 kg/m<sup>3</sup>

Ik hoop dat het voorgaande duidelijk genoeg is geweest om wat meer inzicht te krijgen in de oorzaken van de liftkracht.

Voor diegenen die het leuk vinden om echt wat uit te rekenen volgt hieronder nog wat gestoei.

Eerst enige formules voor de oppervlakteberekening van de meestvoorkomende vleugeluitvoeringen:

|                        |   |                   |
|------------------------|---|-------------------|
| F = oppervlakte        | [m <sup>2</sup> ]                           |                   |
| S = spanwijdte         | [m]   |                   |
| Kw= wortelbreedte      | [m]   |                   |
| Kt= tipbreedte         | [m]   |                   |
| D = diameter           | [m]   |                   |
| [4] -parallele vleugel | $F = S \times Kw$                           | [m <sup>2</sup> ] |
| [5] -trapezium vleugel | $F = \frac{1}{2} \times S \times (Kw + Kt)$ | [m <sup>2</sup> ] |
| [6] -deltavleugel      | $F = \frac{1}{2} \times S \times Kw$        | [m <sup>2</sup> ] |
| [7] -schijf            | $F = 3.14 \times D^2 / 4$                   | [m <sup>2</sup> ] |

Als de vier liftfactoren bekend zijn is het vrij eenvoudig om de liftkracht K van een vleugel uit te rekenen.

Dit gaat m.b.v. de volgende formule:

$$[8] \quad K = \frac{1}{2} \times \delta \times V^2 \times F \times Cl \quad [\text{Newton}]$$

Hieronder volgt een voorbeeldberekening:

We gaan de liftkracht van een vleugel bepalen in een landingssituatie. (invalshoek 8 gr.)

De vleugel is parallel, heeft een Clark-Y profiel,  
de breedte  $Kw = 200 \text{ mm} \quad (=0.2 \text{ m})$   
de spanwijdte  $S = 1500 \text{ mm} \quad (=1.5 \text{ m})$   
gewenste landingssnelheid  $V = 18 \text{ km/uur} \quad (= 5 \text{ m/sec})$

De liftcoëfficiënt kunnen we halen uit de tabel in hoofdstuk 2.

Daar vinden we voor Clark-Y 8 gr. **Cl=0,85**

De oppervlakte F wordt vlg. formule [4]

$$F = S \times Kw = 1.5 \times 0.2 = \mathbf{0.3 \text{ m}^2}$$

De liftkracht wordt nu vlg. formule [8] :

$$K = \frac{1}{2} \times 1.3 \times 5^2 \times 0.3 \times 0.85 = 4.14 \text{ N}$$

Om dit toestel dus te laten landen met een snelheid van 5 m/sec zal het maar een gewicht mogen hebben van  $4.14 \times 0.1 = 0.414 \text{ kg}$ .

Dit is wel wat erg licht

Dus de wens om de landingssnelheid 5m/sec te laten bedragen is te hoog gegrepen.

Laat ons dus nu eerst maar eens het gewicht van het toestel schatten.

Als we dat hebben dan kunnen we de landingssnelheid bepalen met een formule die we afleiden van formule [8].

Stel dat het toestelgewicht 1.7 kg is.

Dan zal de liftkracht tijdens het landen ook 1.7 kg ( $1.7/0.1=17 \text{ Newton}$ ) moeten bedragen.

We gebruiken de formule:

$$[9] \quad V = \sqrt{K / (\frac{1}{2} \times \delta \times F \times C_l)}$$

(Deze is afgeleid van formule [8])

Als we die invullen wordt de te verwachten landingssnelheid :

$$V = \sqrt{17 / (\frac{1}{2} \times 1.3 \times 0.3 \times 0.85)} = 10.1 \text{ m/sec}$$

Probeer zelf nu ook maar eens om de landingssnelheid van je eigen toestel te bepalen.

## HOOFDSTUK 4

### -4- Drukpunt

Om duidelijk te maken wat onder het drukpunt wordt verstaan moet ik eerst nog even terugkomen op het begrip **liftkracht**.

Zoals uit het voorgaande blijkt, wordt de liftkracht, welke het toestel omhoog moet houden, voornamelijk door de vleugel opgewekt.

Deze liftkracht is op **elk** deeltje van het vleugeloppervlak aanwezig.

Men mag dus zeggen dat op elk oppervlakte deeltje van de vleugel een heel klein liftkrachtje wordt opgewekt. Al deze kleine liftkrachtjes bij elkaar vormen de totale liftkracht.

Deze totale, **uit veel kleine krachtjes opgebouwde**, liftkracht mogen we (denkbeeldig) vervangen door **een enkele kracht**, mits we zorg dragen dat we deze op een zodanig punt de vleugel aan laten grijpen, dat de vleugel zich hetzelfde gaat gedragen als in werkelijkheid.

**Dit (denkbeeldig) aangrijpingspunt wordt het drukpunt genoemd.**

Wat kunnen we nu met deze wetenschap aan?

Als een vliegtuig zich horizontaal door de lucht beweegt worden er twee verticale krachten op uitgeoefend die even groot, maar tegengesteld van richting zijn.

- De eerste is de al genoemde liftkracht, welke aangrijpt in het drukpunt en naar boven gericht is.
- De tweede is de zwaartekracht, welke aangrijpt in het zwaartepunt van het toestel, en naar beneden gericht is.  
Voor de eenvoud mogen we zeggen dat de zwaartekracht gelijk is aan het toestelgewicht.  
Om het toestel vlak en in een horizontale beweging te houden moeten deze twee krachten even groot zijn en in hetzelfde punt aangrijpen.

Als de liftkracht kleiner is dan het toestelgewicht zal het toestel hoogte verliezen, terwijl de langs-as toch horizontaal blijft.

Dit is de toestand die b.v. optreedt als gas wordt teruggenomen tijdens een landing.

Als de liftkracht groter is dan het toestelgewicht zal het toestel hoogte winnen terwijl de langs-as toch horizontaal blijft.

Als het zwaartepunt voor het drukpunt ligt zal het toestel voorover kantelen en hoogte verliezen terwijl de neus zakt.

Dit kan worden tegengegaan door wat meer hoogteroer "up" te geven. Bij lage snelheid, vooral tijdens het landen, is het echter mogelijk dat dit "up" geven niet meer voldoende is. Dan zal het toestel in de laatste fase als een zoutzak neerploffen.

Heeft men van dit verschijnsel last dan kan men het beste het zwaartepunt iets meer naar achter leggen.

Als het zwaartepunt achter het drukpunt ligt zal het toestel achterover kantelen en hoogte winnen, met de neus iets naar boven gericht.

Dit kan worden tegengegaan door wat "down" te geven.

Bij lage snelheid, tijdens het landen zal men dan echter met het onplezierig verschijnsel te kampen krijgen, dat bij het aanvliegen het toestel wel snelheid verliest, maar niet zakt.

Als men dan niet snel wat "down" geeft zal het toestel in zijn overtreksnelheid komen en (meestal zijdelings) wegvallen.

Heeft men van dit verschijnsel last dan moet men het zwaartepunt iets naar voor brengen.

In het algemeen vliegt men het prettigst met het zwaartepunt iets voor het drukpunt.

De beste ligging van het zwaartepunt wordt op fabriekstekeningen dan ook meestal aangegeven.

Bovenstaand verhaal geldt alleen voor vleugels met een symmetrisch profiel.

Voor a-symmetrische profielen wordt het verhaal nog ingewikkelder.

(A-symmetrisch wil zeggen dat de bovenkant van de vleugel een andere kromming heeft als de onderkant, b.v. een Clark-Y profiel.)

Wat is n.l. het geval?

De ligging van het drukpunt is afhankelijk van een aantal factoren.

Voor symmetrische profielen zijn deze:

1. Het gekozen vleugelprofiel
2. De vleugelvorm

Voor a-symmetrische profielen zijn deze:

1. Het gekozen vleugelprofiel
2. De vleugelvorm
3. De invalshoek

Voor 1. geldt:

Hoe a-symmetrischer het profiel is hoe meer het drukpunt verschuift als de snelheid verandert.

Voor 2. geldt:

Hoe meer achterwaartse pijlstelling de vleugelvoorrand en/of achterrand heeft hoe meer het drukpunt naar achter verschuift.

Voor 3. geldt:

Hoe groter de invalshoek wordt (als b.v. de snelheid afneemt) hoe meer het drukpunt naar voor komt. (alleen bij a-symmetrische profielen)

Dit laatste effect zullen we nu wat beter bekijken.

Van deze drie factoren liggen bij een toestel de twee eerste factoren vast maar de derde is o.a. sterk afhankelijk van de snelheid.

Bij de liftkracht hebben we al gezien dat de invalshoek kleiner wordt als de snelheid toeneemt.

**Dus bij a-symmetrische profielen is de drukpunthoek ook afhankelijk van de vliegsnelheid.**

Als de vliegsnelheid lager wordt zal het drukpunt naar voor schuiven.

Als de vliegsnelheid hoger wordt zal het drukpunt naar achter schuiven.

Dit is een vervelend verschijnsel, dat vooral goed waarneembaar is bij zwevers.

Daar deze in het algemeen sterk a-symmetrische profielen (dus drukpunt labiel) hebben zullen deze zeer gevoelig zijn voor een juiste zwaartepuntsligging.

Dit punt moet zodanig zijn gekozen dat het altijd voor het drukpunt ligt, ook bij lage snelheid.

Doet men dit niet dan zal het toestel gaan pompen.

D.w.z. bij lage snelheid komt het drukpunt voor het zwaartepunt te

liggen, de neus gaat dan omhoog, de snelheid gaat eruit, het toestel overtrekt, duikt naar beneden, krijgt door de snelheid meer lift, komt daardoor weer horizontaal, verliest snelheid en het verhaal begint weer van voor af aan.

Uit het bovenstaand verhaal blijkt dat een juist gekozen zwaartepunt erg belangrijk is voor een goed vlieggedrag.

Het probleem is dan meestal echter om het drukpunt te bepalen.

Uitrekenen is mogelijk maar vrij lastig.

Aan het einde van dit artikel zal ik voor de geïnteresseerden aangeven hoe het moet.

Op de volgende bladzijde geef ik echter een aantal combinaties van vleugelvormen met vleugelprofielen met de daarbij behorende drukpuntliggingen.

Dat zijn dan gemiddelde waarden, die echter meestal goed bruikbaar zullen zijn.

Als profiel neem ik telkens een symmetrisch (Champion) profiel en een a-symmetrisch (Clark-Y) profiel.

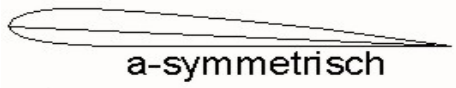
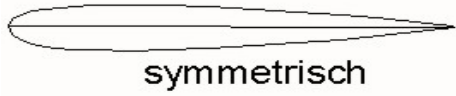
De drukpuntligging geef ik aan in procenten van de wortelkoorde.

Dus 35% betekend bij een wortelkoorde van 200 mm dat het drukpunt  $35/100 \times 200 = 70\text{mm}$  vanaf de voorrand ligt.

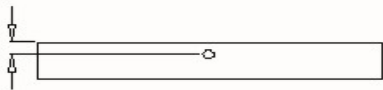
Deze combinaties zullen gebruikt kunnen worden bij de meeste door ons gevlogen toestellen.

De exacte plaats is afhankelijk van profiel- en vleugelvorm maar zal meestal niet veel afwijken van de hieronder vermelde waarden.

De drukpuntligging is aangegeven in procenten van de wortelkoorde, zowel voor een symmetrisch als voor een a-symmetrisch profiel.

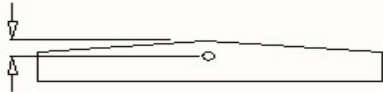


Dit zijn gemiddelde waarden. Voor een exacte bepaling zal men de waarden uit moeten rekenen.

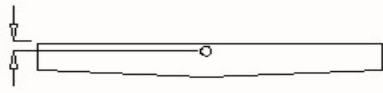


symm. a-symm.  
(invalshoek 8°)

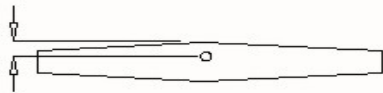
|     |     |
|-----|-----|
| 25% | 35% |
|-----|-----|



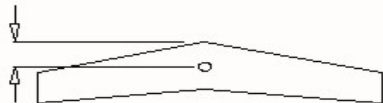
|     |     |
|-----|-----|
| 32% | 40% |
|-----|-----|



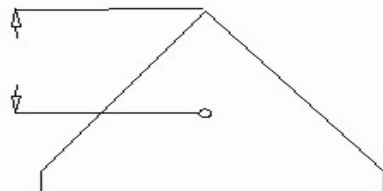
|     |     |
|-----|-----|
| 20% | 30% |
|-----|-----|



|     |     |
|-----|-----|
| 25% | 35% |
|-----|-----|



|     |     |
|-----|-----|
| 50% | 60% |
|-----|-----|



|     |     |
|-----|-----|
| 50% | 60% |
|-----|-----|

## Drukpunt- en zwaartepuntbepaling

Het drukpunt DP is afhankelijk van de vleugelvorm en de liftcoëfficiënt  $C_l$ . Voor het zwaartepunt kan men het beste de drukpuntligging nemen in de landingssituatie .

Meestal kan men hiervoor uitgaan van een invalshoek van  $8^\circ$ .

De vleugelvorm wordt bepaald door de volgende grootheden:

- SW = spanwijdte (mm)
- RB = rompbreedte (mm)
- KW = wortelkoorde (mm)
- KT = tipkoorde (mm)
- PL = pijlstelling van de achterlijst (mm)  
(naar achter is +, naar voor is -)

Bepaal eerst  $C_l$ :

$$C_l = 2\pi \sin(A + 3/8B + C/8)RE$$

RE = rendementsfactor. Neem deze 0,65

Voor A, B en C zie afl.-2- van deze serie.

De drukpuntligging voor een parallelle vleugel is:

$$D = 100(\pi/32 \sin(C+7B)+C_l/4)/C_l \quad (\% \text{ van KW})$$

Voor een niet-parallelle vleugel wordt dit een mondvol:

$$DP = \frac{D}{100} \frac{KW+PL-(LV-AF)PL/LV-AF(KW+PL-KT)/LV}{AF(KW+PL-KT)/LV} + AF(KW+PL-KT)/LV \quad (\text{mm})$$

Hierin is:

$$LV = (SW-RB)/2$$

$$AF = (SW-RB)/6 + (KT(SW-RB)/2)/(3(KW+KT))$$

Wie hiermee wil gaan rekenen wens ik veel succes.

Ik zei al dat het wel wat lastig was.

Kom je er niet uit dan kun je altijd nog gebruik maken van de tabel op de vorige bladzijde.

## HOOFDSTUK 5

### -5- Overtrek

In dit hoofdstuk zal ik iets proberen te vertellen over het begrip "overtrek".

Achtereenvolgens zal ik :

- Het verschijnsel "overtrek" uitleggen
  - Oorzaken van overtrek aangeven
  - Aangeven wanneer we het kunnen verwachten.
  - Aangeven hoe we het constructief kunnen bestrijden.
  - Tenslotte voor geïnteresseerden nog het een en het ander vertellen over het begrip "Reynolds".
1. Over het verschijnsel "overtrek" wordt veel gesproken maar dikwijls is dan niet helemaal duidelijk waar het eigenlijk over gaat. Ik zal dus eerst proberen uit te leggen wat we onder "overtrek" moeten verstaan.

**"Overtrekken" is het plotseling verliezen van een gedeelte van de liftkracht van het toestel t.g.v. een te lage snelheid en te grote invalshoek**

Dit dus in tegenstelling met het geleidelijk verlies aan liftkracht dat ontstaat door snelheidsverlaging.

(Zie voor dit laatste effect hoofdstuk 3 ).

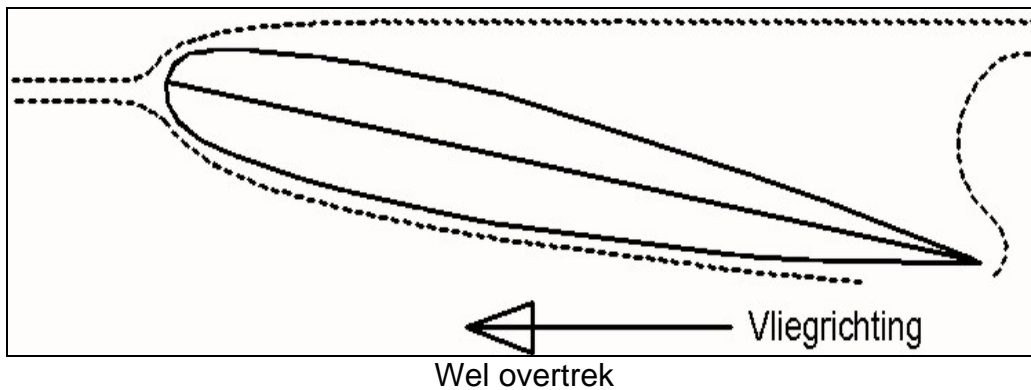
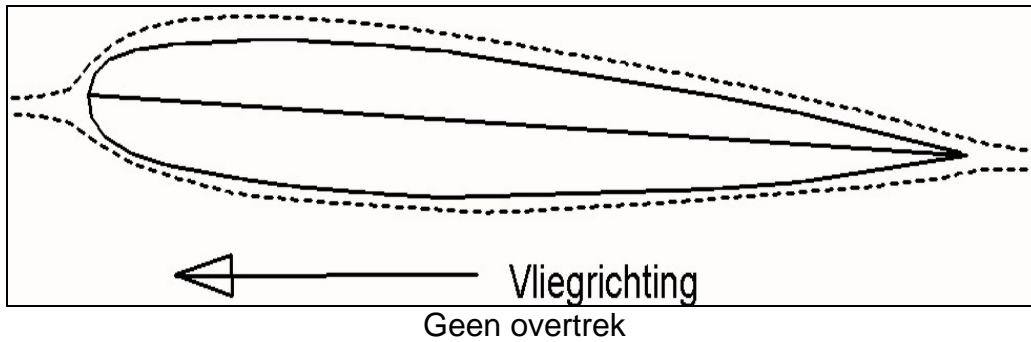
Om het verschijnsel overtrek te verklaren is nodig dat duidelijk is hoe lift bij een vleugel wordt opgewekt.

Zoals in hoofdstuk 1 is uitgelegd ontstaat de lift bij een vleugel door het snelheidsverschil ( en dus het drukverschil) van de lucht tussen bovenkant en onderkant van de vleugel tijdens het vliegen.

Om het volle profijt van dit verschijnsel te hebben is het noodzakelijk dat de luchtstroming aan de bovenzijde over de gehele breedte van de vleugel netjes aan blijft liggen (zie afb.3) en dus niet b.v. halfweg gaat wervelen en van de vleugel losraakt (zie afb.4).Dit wervelen wordt turbulentie genoemd.

Dit verschijnsel kan zich onder bepaalde omstandigheden aan de bovenkant van de vleugel voordoen en zal altijd plotseling optre-

den. Op dat moment zal de liftkrachtopwekking niet, of maar op een gedeelte van de vleugel, tot stand komen, met als gevolg liftkrachtverlies.



Dit wegvallen van de liftkracht wordt overtrekken genoemd en de meeste van ons zullen er wel eens mee geconfronteerd zijn al was het dan misschien niet duidelijk wat er aan de hand was.

2. Wat zijn de oorzaken van overtrek ?

Zoals hierboven is uitgelegd is de primaire oorzaak, het (evt. gedeeltelijk) loslaten van de luchtstroom aan de bovenzijde van

de vleugel.

Hiervoor kunnen de volgende aanleidingen zijn of (meestal) een combinatie hiervan.

2.1. Te grote invalshoek van de vleugel.

Als de luchtstroom het vleugelprofiel netjes moet blijven volgen zal hij i.p.v. rechtuit steeds meer naar beneden af moeten buigen. Deze richtingverandering vraagt een naar de vleugel gerichte kracht op de lucht en als deze te klein is zal de lucht rechtdoor gaan.

De stroming volgt dan dus niet meer het profiel, raakt los van de vleugel, er zal dan lucht van de (hogedruk) onderzijde langs de achterrand naar boven stromen (afb.4), het wervelen begint en het overtrekken is een feit.

Het zal dus duidelijk zijn dat bij een grote invalshoek de lucht meer moeite zal hebben om het profiel te volgen dan bij een kleine.

2.2. Te bol vleugelprofiel

Een aan de bovenzijde te sterk gekromd profiel zal ook eerder overtrek vertonen.

De lucht aan de bovenachterzijde moet dan ook sterker afbuigen en zal dan eerder los laten.

2.3 Te lage luchtsnelheid

Als de luchtsnelheid te laag is zal de door de snelheid veroorzaakte onderdruk niet meer krachtig genoeg zijn om de luchtstroom tegen het bovenprofielvlak te laten kleven.

Ook dan zal de luchtstroom loslaten zoals in afb.4 is aangegeven, met als gevolg overtrek.

2.4 Te smalle vleugel

Zie hiervoor ook evt. de verklaring van de Reynoldswaarde aan het eind van dit artikel.

Een smalle vleugel zal eerder overtrekken dan een bredere (bij gelijke invalshoek en luchtsnelheid).

Dit zal vooral bij een kleine tipkoorde erg vervelend zijn. Dan zal de tip namelijk het eerst overtrekken. Daar dit meestal het eerst aan één tip begint zal het toestel plotseling zijdelings wegvallen. Een crash is dan meestal het gevolg.

3. Wanneer kunnen we nu overtrekverschijnselen verwachten?  
Als we de bovenstaande 4 punten beschouwen kunnen we concluderen dat de situatie waarbij een grote invalshoek, gecombineerd met een lage vliegsnelheid het meest kritisch zal zijn.  
Dat is het geval bij opstijgen maar vooral bij landen.  
Als we naar de volgende situatie kijken, zal dit misschien duidelijk worden.

Stel dat we met een toestel willen landen.

Dan zal men eerst de snelheid terugnemen zodat een dalende beweging wordt ingezet.

In het algemeen zal men dan de snelheid zo laag mogelijk willen hebben, maar, om te snel dalen tegen te gaan, geleidelijk aan steeds meer "up" willen gaan geven.

Door dit "up" geven zal de invalshoek geleidelijk ook steeds groter worden.

Als dit "uitmelken" te ver wordt doorgezet zal men in een situatie kunnen komen dat de overtrek begint.

Als de vleugel goed symmetrisch zonder afwijkingen is gebouwd, zal alleen maar een plotseling snel wegzakken van het toestel plaatsvinden.

Zit er echter een symmetriefout tussen de linker-en rechtervleugel dan kan b.v de linkervleugel het eerst overtrokken raken terwijl de andere nog normaal zijn werk doet.

Gevolg is dan dat de linkervleugel plotseling wegvalt.

Als dat te laag bij de grond gebeurt zal dat een crash tot gevolg hebben.

Dit kan ook gebeuren als men, in de laatste fase van een landing, of bij een start direct na het loskomen, een bocht wil maken.

Hierdoor zal de vleugel aan de binnenzijde van de bocht een lagere snelheid krijgen waardoor die vleugel kan overtrekken.

**Maak dus nooit direct na het loskomen, of vlak voor het neer-**

**komen, nog een bocht. Een crash kan dan het gevolg zijn.**

De overtrek zoals die hierboven beschreven is wordt "low speed stall" genoemd en is voor ons de meest vervelende.

Hiernaast bestaat ook nog "high speed stall".

Dit is een overtrek die op hoge snelheid plaats vindt als de invalshoek te groot wordt gemaakt.

Dit zal b.v. het geval kunnen zijn als bij hoge snelheid een scherpe bocht wordt gemaakt.

Hiervoor zal nodig zijn dat in de bocht veel "up" moet worden gegeven, de invalshoek wordt te groot en de luchtstroming kan dan ook loslaten.

Het gevolg is dat de bocht veel groter wordt dan men zou verwachten.

In de echte (militaire) luchtvaart is dit een belangrijk verschijnsel daar door deze "high speed stall" de minimale draaicirkel sterk vergroot wordt.

Door uitgekiende vleugelprofielen te gebruiken heeft men dit verschijnsel echter voortaan aardig onder de knie.

De verbetering is duidelijk zichtbaar door de minimale draaicirkels bij volle snelheid te vergelijken tussen een Starfighter en een F-16.

De F-16 scoort hier duidelijk beter.

Over de "high speed stall" zullen we hier echter niet meer praten, daar hij voor ons minder belangrijk is.

4. Hoe kunnen we "overtrek" constructief bestrijden?  
Aërodynamisch is overtrek een verschijnsel dat vooral proefondervindelijk moet worden bestreden. Er kan wel wat aan worden gerekend maar om tot juiste conclusies te komen zullen uitgebreide (windtunnel) proeven noodzakelijk zijn.  
Dit is voor ons echter niet weggelegd, maar toch zijn er een aantal regels waarmee goed kan worden gewerkt.  
Deze zullen we hieronder aangeven.
- 4.1 **Neem de invalshoeken niet te groot.**  
De invloed die we daarin hebben bestaat alleen maar door het toestel zo licht mogelijk te bouwen.

- 4.2 **Neem bij voorkeur niet te dikke of te bolle profielen.**  
Sterk gekromde profielen zullen niet zo goed de luchtstroming vastgekleefd blijven houden en dus eerder overtrekken.
- 4.3 **Vlieg niet te langzaam dicht bij de grond.**  
Overtrek treedt meestal plotseling op.  
Als men laag zit in een overtreksituatie kan er niet meer gecorrigeerd worden.
- 4.4 **Maak de tippen zo breed mogelijk.**  
Een smallere tip heeft een kleinere Reynoldswaarde en zal dus eerder onder de kritische Reynoldswaarde komen (zie ook het einde van dit artikel). Een sterk tapse vleugel staat misschien wel mooi maar zal vooral bij kleinere toestellen eerder overtrek veroorzaken.
- 4.5 **Kies de verhouding tipdikte/tipkoorde zo klein mogelijk.**  
Dus maak de tippen zo breed en dun mogelijk.  
Bij een tipkoorde van b.v. 150 mm zal een tipdikte van 25 mm veel eerder overtrekken dan een tipdikte van 20 mm.
- 4.6 **Bouw, indien mogelijk, tipverdraaiing in.**  
Onder tipverdraaiing verstaan we het aan de achterzijde omhoog brengen van de vleugeltippen.  
Dit omhoog brengen zal dan ongeveer 5% van de tipkoorde mogen bedragen.  
Een tip van b.v. 200 mm breed zal dan aan de achterzijde 10 mm omhoog kunnen worden gebracht. Hiermee wordt dan bereikt dat de invalshoek van de tip altijd kleiner is dan de invalshoek van de rest van de vleugel, zodat overtrek eerst bij de middenvleugel zal plaats vinden.  
Dit zal dan een symmetrisch wegzakken van het toestel tot gevolg hebben zodat men gewaarschuwd wordt dat de situatie kritisch is. Deze tipverdraaiing kan men echter beter niet toepassen bij toestellen die ook nog behoorlijke rugvluchteigenschappen moeten hebben, daar in die situatie het effect natuurlijk averrechts uitpakt.  
Bij gebruik van een a-symmetrisch wortelprofiel kan men echter beter een symmetrisch tipprofiel toepassen. Hierdoor zal een aerodynamische topverdraaiing ontstaan, dat hetzelfde effect.

**Tipverdraaiing zal echter altijd ten koste van de lift gaan en extra weerstand opwekken.**

Voor geïnteresseerden ga ik op hieronder het begrip Reynoldswaarde proberen uit te leggen.

Een beetje wiskundige kennis kan dan wel gemakkelijk zijn.

5. Het begrip "Reynoldswaarde"

Dit begrip komt men regelmatig in de literatuur tegen maar is dan dikwijls niet helemaal duidelijk.

De Reynoldswaarde (Re) is een factor waarmee de relatie tussen de stromingsweerstand en de vliegsituatie wordt vastgelegd. Daar ook het "overtrekken" door de stromingsweerstand wordt bepaald, wil ik de Reynoldswaarde hier iets verduidelijken.

5.1 De Reynoldswaarde (Re) wordt door de volgende grootheden bepaald:

- Viscositeit (=stroperigheid) van het medium. Dit medium is voor ons de lucht.
- Soortelijke massa (dichtheid) van het medium.
- Afmeting van het lichaam.
- Snelheidsverschil tussen medium en lichaam.

5.2 Als in een bepaalde situatie de Reynoldswaarden gelijk zijn dan zal ook de stromingsweerstand en het overtrekgedrag gelijk zijn.

5.3 De relatie is door Reynolds uitgezocht en vastgelegd in de volgende wiskundige vergelijking:

$$Re = V \times K \times \rho / \mu$$

Hierin is :

Re = Reynoldswaarde

V = Snelheid

K = Koorde (=breedte) van de vleugel

$\rho$  = Soortelijke massa van de lucht

$\mu$  = Viscositeit van de lucht

Daar in onze vliegomstandigheden  $\rho$  en  $\mu$  nagenoeg niet

[10] veranderen kunnen we deze formule vereenvoudigen tot:  
$$Re = 70 \times V \times K$$

Hierin is :

Re = Reynoldswaarde

V = Vliedsnelheid (m/sec)

K = Vleugelbreedte (mm)

70 =  $\rho/\mu$  = luchtfactor (sec/mm<sup>3</sup>)

Duidelijk zal zijn dat de Reynoldswaarde verandert als de snelheid of de vleugelbreedte verandert.

**Als voor een bepaalde vleugelbreedte bij een bepaalde vliegsnelheid overtrek optreedt zal men de dan geldende Reynoldswaarde als de, voor die vleugel, kritische Reynoldswaarde (Re-cr) moeten beschouwen.**

- 5.4 Uit proeven is gebleken dat bij dunne (6%) profielen  $Re-cr < 45000$  is.  
Voor dikkere (12%) profielen is  $Re-cr < 100.000$ .

Voorbeeld 1 :

Als we een dun (b.v. 6%) profiel met een tipbreedte van 100 mm hebben , zal vlg.s.formule [10] overtrek op kunnen treden bij een snelheid van:

$$45000/(70 \times 100) = 6,4 \text{ m/sec}$$

Voorbeeld 2 :

Verbreden we de tip tot 150 mm dan zal overtrek pas optreden bij een snelheid van

$$45000/(70 \times 150) = 4,3 \text{ m/sec}$$

Voorbeeld 3 :

Nemen we nu een dik (12%) profiel van 150 mm breedte dan zal de zaak weer slechter worden.

$$100.000/(70 \times 150) = 9,5 \text{ m/sec}$$

Duidelijk zal zijn dat dus met het 6% profiel met een breedte van 150 mm, uit voorbeeld 1, het veiligst gevlogen kan worden.

## HOOFDSTUK 6

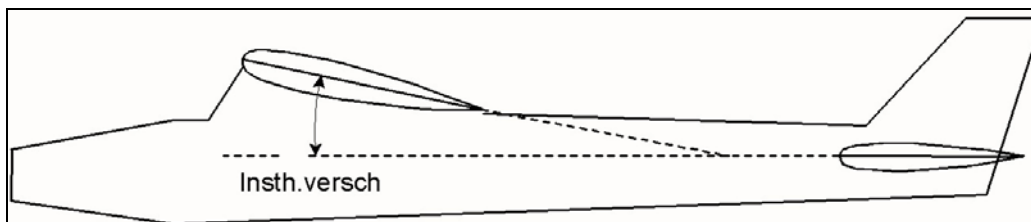
### -6- Instelhoekverschil

In dit hoofdstuk ga ik iets proberen uit te leggen over **het instelhoekverschil**.

Eerst zal ik een definitie geven van het instelhoekverschil.

Onder het **instelhoekverschil** wordt de hoek verstaan die de skeletlijn van het stabilo maakt met de skeletlijn van de hoofdvleugel.

Onderstaande tekening kan dit misschien nog wat verduidelijken.



De functie van het instelhoekverschil is tweeledig.

1. Het moet zorgen dat de hoofdvleugel een juiste invalshoek krijgt.
2. Zorgen dat het langskoppel, dat door drukpuntverschuiving bij niet-symmetrische vleugelprofielen ontstaat, wordt gecompenseerd.

Verklaring van punt 1.

In de voorgaande artikelen is duidelijk gemaakt dat, om te kunnen vliegen, het noodzakelijk is dat de vleugel een invalshoek heeft, m.a.w., de vleugel moet met zijn voorrand iets hoger staan om voldoende liftkracht te kunnen creëren.

De invalshoek is bij een bepaald toestel afhankelijk van de vliegsnelheid, het gewicht en de vliegsituatie n.l. vliegt het toestel horizontaal of is het dalend of stijgend.

Die invalshoek ontstaat niet zonder meer.

In wezen zorgt de stand van het stabilo, evt. in combinatie met een

hoogteroer, ervoor dat de juiste invalshoek ontstaat.

Men kan dit als volgt proberen te begrijpen.

Het staartstuk van een vliegtuig, meestal bestaande uit een stabilo en een kielvlak, zal zich tijdens het vliegen willen gedragen als de veren op het einde van een afgeschoten pijl.

Door de vliegwind zullen die vlakken zich zodanig proberen te verplaatsen dat de weerstand minimaal is.

Dit betekent dat ze zich tijdens het vliegen nagenoeg evenwijdig aan vliegrichting zullen bevinden.

**De stabilo-vlakken zullen er dus naar streven om zelf tijdens het vliegen een invalshoek van 0° aan te houden.**

Door van die eigenschap gebruik te maken is men in staat om de invalshoek van de hoofdvleugel tijdens het vliegen aan zijn vliegsituatie aan te passen.

Want die invalshoek verandert tijdens het vliegen nogal eens een keer.

Dit laatste vraagt om nog wat uitleg.

In de vorige artikelen is al eens aangegeven wat de relatie is tussen de snelheid, het gewicht en het vleugeltype van een toestel.

Om dit op te frissen geef ik de hoofdformule nog even.

$$\text{De liftkracht } K = \frac{1}{2} \times \delta \times V^2 \times F \times C_l \text{ [Newton]}$$

|                                 |                               |
|---------------------------------|-------------------------------|
| 1 - liftcoëfficiënt             | $C_l$                         |
| 2 - lichtsnelheid               | $V$ [m/sec]                   |
| 3 - vleugeloppervlak            | $F$ [m <sup>2</sup> ]         |
| 4 - soortelijke massa v/d lucht | $\delta$ [kg/m <sup>3</sup> ] |

Uit deze formule valt te concluderen dat de liftkracht verandert als de snelheid en/of de liftcoëfficiënt verandert.

Wil men b.v. toestel langzamer laten vliegen, terwijl men geen hoogte wil verliezen, dan zal men tijdens het vliegen de liftcoëfficiënt moeten veranderen.

Dit is eenvoudiger dan het lijkt.

Men hoeft n.l. niet even een vleugeltje met een ander profiel te

monteren (is tijdens het vliegen nogal lastig) maar, daar de liftcoëfficiënt afhankelijk is van de invalshoek, is het voldoende als men de invalshoek verandert.

Dit wijzigen van de invalshoek gebeurt nu door, d.m.v. het hoogteroer, de staart omhoog of omlaag te drukken.

In bovenstaand geval moet de staart omlaag worden gedrukt.

Hierdoor zal de achterlijst van de vleugel ook omlaag gaan, dus de invalshoek wordt groter, de liftkracht neemt daardoor toe en het toestel blijft, ondanks de lagere snelheid toch op hoogte.

Verklaring punt 2.

Zoals in het hoofdstuk over het drukpunt als is uitgelegd zal, bij een niet-symmetrisch vleugelprofiel, bij een snelheidsvermindering het drukpunt naar voren en bij een snelheidsverhoging naar achter schuiven.

Deze drukpuntverschuiving t.o.v. het zwaartepunt heeft het vervelende effect dat bij snelheidsverhoging een duikeffect en bij snelheidsverlaging een klimeffect op kan treden. Dit is het beruchte "pompen" dat vooral bij bepaalde zwevers een probleem kan zijn.

Door een juist gekozen instelhoekverschil kan ook dit effect tegen worden gegaan.

Welke toestelgegevens hebben invloed op het instelhoekverschil ?

Het sterkst van invloed zijn de profielen en de ligging van de vleugel.

Verderop geef ik daar in een schets nog een aantal voorbeelden.

Hieronder geef ik alle factoren die invloed hebben op het instelhoekverschil.

Een (+) wil zeggen dat het instelhoekverschil groter wordt en een (-) geeft aan dat het kleiner wordt.

1. Vleugelprofiel:
  - Symmetrisch +
  - Niet-symmetrisch -
2. Vleugelafmetingen
3. Stabiloprofiel
4. Stabiloafmetingen:
  - Groot -
  - Klein +

- |     |                                  |   |
|-----|----------------------------------|---|
| 5.  | Afstand van vleugel tot stabilo: |   |
|     | Groot                            | - |
|     | Klein                            | + |
| 6.  | Het toestel is een:              |   |
|     | hoog-dekker                      | + |
|     | midden-dekker                    |   |
|     | laagdekker                       | - |
| 7.  | Romphoogte                       |   |
| 8.  | Rombreedte                       |   |
| 9.  | Toestelgewicht:                  |   |
|     | Groot                            | + |
|     | Klein                            | - |
| 10. | Kruissnelheid                    |   |
|     | Groot                            | + |
|     | Klein                            | - |

Beknopte uitleg:

1 en 2 bepalen de liftverhoging bij een snelheidsverhoging en moeten dus door een "down" worden gecompenseerd.

3 en 4 bepalen de kracht waarmee het stabilo kan corrigeren.

5 bepaalt de hefboomwerking waarmee het stabilo kan compenseren.

6 bepaalt of de rompweerstand een stijg- of een duikkoppel veroorzaakt dat gecompenseerd moet worden.

7 en 8 bepalen de grootte van dat evt. stijkkoppel.

Bij een middendekker is dat nagenoeg niet aanwezig.

9 en 10 bepalen hoe groot de nominale invalshoek bij een bepaald toestelgewicht en bij een bepaalde snelheid is.

Daar de vliegstand van een toestel afhankelijk is van de snelheid en de snelheid sterk kan variëren zal het duidelijk zijn dat het niet mogelijk is om het instelhoekverschil in alle situaties optimaal te krijgen.


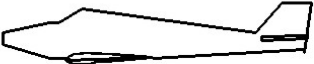

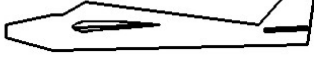
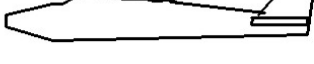
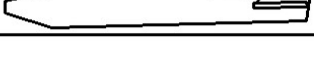
**Aan te bevelen valt dan ook om het instelhoekverschil zodanig te bepalen dat, bij de meest gebruikte vliegsnelheid, het toestel met neutrale hoogteroerstand, horizontaal blijft vliegen.**

In het algemeen zal een instelhoekverschil positief zijn. Dit is zoals in afb.5 is getekend.

Bij bepaalde combinaties is het echter mogelijk dat het instelhoekverschil negatief wordt. Dan zal het stabilo een "down"effect bewerkstelligen.

Deze situatie kan zich b.v. voordoen bij laagdekkers met niet-symmetrische profielen.

In afb.6 staan een aantal voorbeelden waarin het effect zichtbaar is van profielkeuze en vleugelplaats.

| Hoeken in graden  | Vleugelprofiel | Invalshoek vleugel | Invalshoek stabilo | Instelhoekverschil |
|---|----------------|--------------------|--------------------|--------------------|
|    | Symm.          | 2                  | 0                  | 2                  |
|    | A-symm.        | -2                 | -0,5               | -1,5               |
|    | Symm.          | 2                  | 0                  | 2                  |
|  | A-symm.        | -2                 | -0,75              | -1,25              |
|  | Symm.          | 2                  | 0                  | 2                  |
|  | A-symm.        | -2                 | -0,75              | -1,25              |

Bij het fictieve voorbeeld op de vorige bladzijde is aangenomen dat de vliegsnelheid 30 m/sec was en het toestelgewicht 3 kg.

Bij een berekening van het instelhoekverschil spelen al de genoemde factoren een rol, waardoor die berekening vrij gecompliceerd is. Ik zal daar hier dan ook niet verder op ingaan, maar adviseer om indien mogelijk volgens tekening te werken.

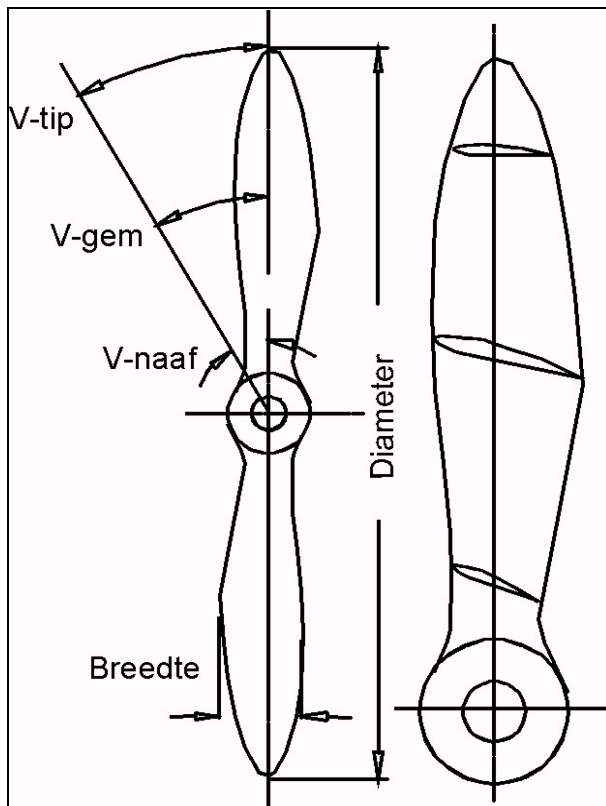
Is dat niet mogelijk dan kan afb.6 misschien een leidraad zijn.

## HOOFDSTUK 7

### -7- Propellers

In dit hoofdstuk zal ik achtereenvolgens iets vertellen over:

- Propeller-functies.
- Propeller-werking.
- Het rekenen aan een propeller
- Het bepalen van een propeller.
- Propellerkrachten.
- De behandeling van een propeller.



### 1.0 Propellerfuncties.

De functie van een propeller is het motorvermogen om te zetten in trekkracht en hiermee vervolgens het toestel op snelheid te brengen.

Bijkomende effecten zijn de invloed van de propellerluchtstroom op de stuurvlakken en het veroorzaken van een links- en opwaarts gerichte afwijking van het toestel.

### 2.0 Propellerwerking.

De werking is in principe vrij eenvoudig.

We mogen hem gewoon zien als twee (of meer) ronddraaiende vleugels waarvan de opgewekte liftkracht i.p.v. verticaal naar boven, horizontaal naar voren is gericht.

Na de voorgaande hoofdstukken weten we genoeg van liftkracht af om dit te begrijpen.

Deze horizontale kracht zal het toestel naar voren trekken met een snelheid die verder afhankelijk is van de spoed, het bereikte toerental en de luchtweerstand van het toestel.

### 2.1 Als we een vleugel en een propeller met elkaar vergelijken dan zijn de volgende variabelen met elkaar vergelijkbaar.

| VLEUGEL             | PROPELLER                 |
|---------------------|---------------------------|
| - toestel snelheid  | - omtreksnelheid          |
| - vleugellengte     | - halve propellerdiameter |
| - vleugelbreedte    | - bladbreedte             |
| - vleugelprofiel    | - bladprofiel             |
| - vleugelinvalshoek | - spoed(hoek)             |

Hierbij moeten we de omtreksnelheid van de propeller niet verwarren met de toestelsnelheid.

Verder is de vleugelinvalshoek nagenoeg constant terwijl de propellerspoedhoek duidelijk verloopt. (Zie afb.7)

Dit is nodig doordat de luchtsnelheid aan het propellerblad van binnen naar buiten toeneemt.

### 3.0 Het rekenen aan een propeller.

Zoals gezegd is de primaire functie van een propeller het opwekken van trekkracht.

Als voldoende gegevens van de propeller bekend zijn kan men globaal de te verwachten vliegsnelheid, trekkracht, tipsnelheid en benodigd motorvermogen van tevoren uitrekenen.

Bij de volgende berekeningen wordt de weerstand van het toestel buiten beschouwing gelaten.

Daardoor zal de echte vliegsnelheid altijd lager zijn dan de berekende max. vliegsnelheid.

Als bladprofiel is hier uitgegaan van een NACA 4412-profiel. Dit lijkt voldoende op de meestgebruikte propellerprofielen.

Het propellerrendement  $R$  is afhankelijk van de kwaliteit en het materiaal van de propeller. In het algemeen zal een houten propeller, door zijn grotere stijfheid, een hoger rendement hebben dan een van kunststof.

Toch zijn kunststof propellers, door hun geringere kwetsbaarheid, voor ons goed bruikbaar.

Wil men echter het maximale rendement halen dan verdienen houten propellers de voorkeur.

Voor het rendement  $R$  is uitgegaan van de waarde 0,26. Dat blijkt een redelijk gemiddelde te zijn. Als de diameters te groot worden (b.v. bij te hoge tipsnelheden of laag landingsgestel) kan men i.p.v. 2 bladen ook een propeller kiezen met meer bladen.

De benodigde rekengegevens zijn:

- prop.toerental  $n$  [omw/min]
- diameter  $D$  [m]
- spoed  $S$  [m]
- grootste bladbreedte  $B$  [m]
- aantal bladen  $A$
- propellerrendement  $R$  [=0,26]

Voor het toerental moet men het optimale toerental gebruiken, d.w.z. het toerental waarbij de motor zijn max. vermogen geeft. (zie evt. de motorspecificatie)

De diameter en de spoed staan meestal op een propeller aangegeven (in mm of inches).

Het eerste getal geeft de diameter het tweede getal de spoed aan.

Trekkrachtformule:

[11]

$$FP = A \times 0,012 \times (n^2) \times ((D/2)^3) \times B \times \sin(\text{ATN}(S/3,14/D/2)+0,073) \times R$$

(Newton)

[12] Maximale vlieg-snelheidsformule:

$$V = n \times D / 120 \quad (\text{m/sec})$$

[13] Tip-snelheidsformule:

$$V\text{-tip} = 3.14 \times n \times D/60 \quad (\text{m/sec})$$

[14] Vermogenformule:

$$PW = A \times 0,00000032 \times (\text{ATN}(3/2 \times S/3,14/D)) / 2260 \times (n^3) \times S \times B \times (D/2)^3 + V \times FP$$

(Watt)

Let op !

Lengtematen zijn meters en ATN 's zijn radialen.

- 3.1 Daar het uitvoeren van deze berekeningen voor sommigen wel wat lastig kan zijn geef ik hieronder een tabel met een aantal veel gebruikte propellerafmetingen, toerentallen en daarbij behorende trekkrachten en benodigde motorvermogens. Hieronder staat een voorbeeldgrafiek waarin zichtbaar is dat, bij een bepaald motorvermogen, door een bewuste propellerkeuze de voorkeur aan meer trekkracht of een hogere max. snelheid kan worden gegeven.

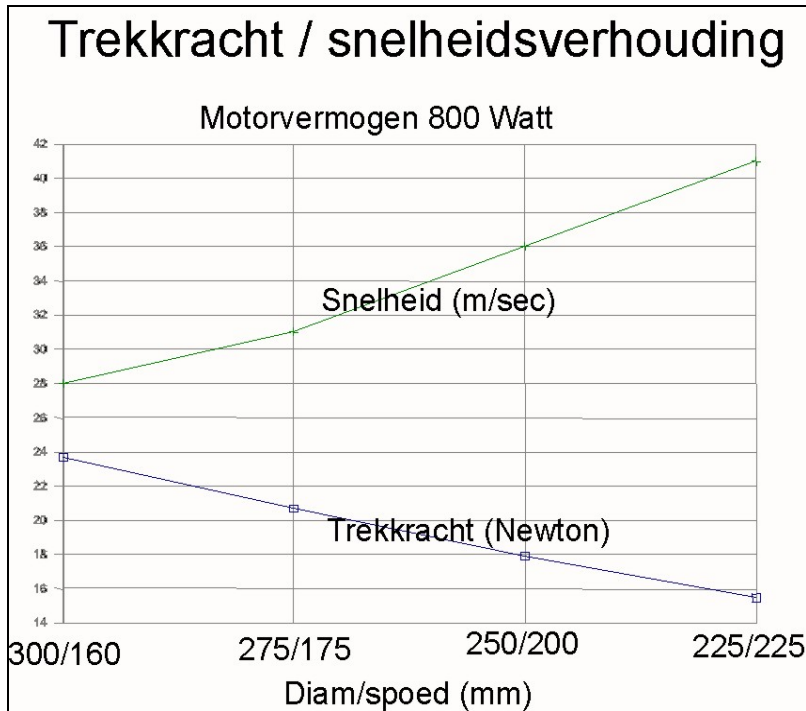
| Diam. | Spoed | Toerent | Trekk. | Max.sn timer | Tipsn timer | Vermogen |     |
|-------|-------|---------|--------|--------------|-------------|----------|-----|
| mm    | mm    | omw/min | Newton | m/sec        | m/sec       | Watt     | PK  |
| 250   | 125   | 13500   | 19,8   | 28           | 177         | 680      | 0.9 |
| 250   | 125   | 11000   | 13,2   | 23           | 144         | 370      | 0.5 |
| 250   | 125   | 10000   | 10,9   | 21           | 131         | 280      | 0.4 |
| 250   | 150   | 13500   | 27     | 34           | 177         | 940      | 1.3 |
| 250   | 150   | 11000   | 15     | 28           | 144         | 510      | 0.7 |
| 250   | 150   | 10000   | 12,4   | 25           | 131         | 380      | 0.5 |
| 275   | 150   | 13500   | 30,5   | 34           | 194         | 1260     | 1.7 |
| 275   | 150   | 11000   | 20,2   | 28           | 158         | 680      | 0.9 |
| 275   | 150   | 10000   | 16,7   | 25           | 144         | 513      | 0.7 |
| 275   | 175   | 13500   | 34     | 39           | 194         | 1650     | 2.2 |
| 275   | 175   | 11000   | 22,6   | 32           | 158         | 895      | 1.2 |
| 275   | 175   | 10000   | 18,7   | 29           | 144         | 670      | 0.9 |
| 275   | 200   | 13500   | 38,7   | 45           | 194         | 2167     | 2.9 |
| 275   | 200   | 11000   | 25,7   | 37           | 158         | 1172     | 1.6 |
| 275   | 200   | 10000   | 21,3   | 33           | 144         | 880      | 1.2 |
| 300   | 150   | 13500   | 42,9   | 34           | 212         | 1770     | 2.4 |
| 300   | 150   | 11000   | 28,4   | 28           | 173         | 956      | 1.3 |
| 300   | 150   | 10000   | 23,5   | 25           | 157         | 720      | 1.0 |

#### 4.0 Het bepalen van een propeller.

Voor het uitkiezen van een propeller moet men eerst bepalen wat men eigenlijk wil.

Men kan namelijk kiezen voor een grote trekkracht met als gevolg een lagere topsnelheid of een hoge topsnelheid met dus een lagere trekkracht.

Zie als voorbeeld de volgende grafiek



Hierin is te zien dat men bij gelijkblijvend vermogen een grotere trekkracht of een hogere snelheid kan kiezen.

Meestal is een grote trekkracht belangrijker dan een hoge snelheid.

Dit geldt zeker voor oldtimers, aerobatictoestellen, lestoestellen en wat zwaardere toestellen.

Vooral tijdens starten en het maken van figuren is het belangrijk dat men voldoende trekkracht tot zijn beschikking heeft.

Speedmodellen, straaljagermodellen e.d. vliegen weer meer spectaculair met hoge snelheid maar betalen dat dan met minder trekkracht en dus langere starten.

Heeft men geen behoefte aan het uiterste vermogen dan kan men het beste kiezen voor een kunststofpropeller van een goed merk.

(b.v. Graupner of Dynatrust). Deze hebben wel een lager rendement maar zijn minder kwetsbaar bij b.v. een ongelukkige landing.

Verder moet nog worden opgemerkt dat het rendement van een

- grote propeller duidelijker hoger is dan van een kleine.
- 4.1 Uitgaande van een beschikbare motor met een optimaal toerental kan men stellen dat een grote diameter met een kleine spoed een grote trekkracht geeft en een kleine diameter met een grote spoed een hoge topsnelheid geeft. (zie afb.8)
- 4.2 Verder moet men stellen dat, om een toestel redelijk te kunnen vliegen, de trekkracht minimaal 70% van het toestelgewicht moet zijn.  
Dus b.v. een toestel van 4000 gram moet minimaal een trekkracht kunnen ontwikkelen van 28 Newton (2800 gram).  
Voor aerobatics zal soms zelfs tot 100 % trekkracht gewenst zijn.

#### 5.0 Propellerkrachten.

Tijdens het ronddraaien van een propeller ontstaan in de naaf enorme centrifugale trekkrachten.

- 5.1 Nemen we als voorbeeld een normale kunststofpropeller in een normale gebruikssituatie.  
Diameter = 280 mm -->  $r = 0,14$  m  
Massa = 35 gram -->  $M_{blad} = 0,0175$  kg  
Toerental  $n = 11000$  omw/min

Centrif.kracht formule:

$$[15] \quad F_c = 4 \times 3.14^2 \times M_{blad} \times n^2 \times 0.5 \times r / 3600$$

in dit geval wordt dat dan:

$$F_c = 4 \times 3.14^2 \times 0.0175 \times 11000^2 \times 0.5 \times 0,14 / 3600 = 1625 \text{ Newton ofwel } 162,5 \text{ kg}$$

Dus als de propeller breekt vliegen de bladen met een kracht van 162,5 kg weg.

Als je dit goed hebt gelezen moet je niet bang maar wel voorzichtiger zijn geworden.

#### 6.0 Propellerbehandeling.

Uit het voorgaande zal gebleken zijn dat de krachten die aanwezig zijn in een ronddraaiende propeller met het nodige respect behandeld moeten worden.

Hier volgen nog enige adviezen:

- 6.1 Houd je propeller schoon.  
Aangekoekt vuil kan de balans en luchtstroming behoorlijk verstoren.  
Reinig de propeller alleen met wat (zeep)water maar nooit met oplosmiddelen zoals tri, per of benzine. Deze kunnen n.l. vooral kunststof propellers aantasten.
- 6.2 Als een draaiende houten propeller b.v. bij een ongelukkige landing of een crash de grond of iets anders heeft geraakt, gooi de propeller dan, na vernietiging, weg. De kans dat er een scheur in is gekomen is erg groot.  
Ook een kunststof propeller moet na een ongelukkige landing goed gecontroleerd worden op beschadiging of breuk.  
Probeer nooit een gescheurde propeller te repareren.
- 6.3 Als je een nieuwe propeller gaat gebruiken:
- Zorg dan dat randen goed afgebraamd en ontscherpt zijn. Dit kan ernstig letsel aan je vingers voorkomen.
  - Controleer de propeller goed op balans en corrigeer deze eventueel door bij de te zware tip iets van de lengte af te schuren
  - Maak het asgat precies passend op de motoras
- 6.4 Zorg er voor dat omstanders **nooit voor of naast** de draaiende propeller staan.  
Blijf daar zelf ook zo veel mogelijk weg.
- 6.5 Tipsnelheden hoger dan 180 m/sec zijn levensgevaarlijk.  
Houd je aan de voorschriften van de propellerfabrikant.  
Slotadvies

**BEHANDEL JE PROPELLER ALTIJD MET RESPECT**

## HOOFDSTUK 8

### -8- Besturings-systemen

Dit artikel gaat over het besturen van een vleugeltoestel. Dat kan dus een motor- of een zweeftoestel zijn.

Mijn bedoeling is niet om te vertellen dat dat gebeurt met een zwart kastje dat op je buik hangt, maar om uit te leggen hoe de bewegingen van de stuurorganen in staat zijn om de bewegingsrichting van een toestel te veranderen.

Aan een bestuurbaar toestel zijn minimaal twee, maar meestal drie stuurorganen aanwezig.

**Dat zijn dan het hoogteroer, het richtingroer en meestal ook nog een stel rolroeren.**

Verder kunnen dan nog andere hulpsystemen zoals remflaps, kleppen op de vleugelvoorrand en liftverstoorders aanwezig zijn, maar deze blijven hier buiten beschouwing.

**Het basisprincipe voor het richtingveranderen van een toestel is altijd dat de liftkracht van de vleugel gebruikt wordt om het toestel van richting te laten veranderen.**

Dit moet ook wel want de, in het algemeen vrij kleine en zwakke, roeren kunnen nooit de krachten opwekken die nodig zijn om een zwaar toestel sterke bochten te laten beschrijven.

Zoals in de voorgaande artikelen al is uitgelegd wordt door de vliegsnelheid, het vleugelprofiel en de invalshoek van de vleugel, een liftkracht opgewekt, welke bij een horizontale verplaatsing precies gelijk is aan het toestelgewicht.

Hiervan maken we ook bij het sturen gebruik.

Hoogteroer.

Laten we eerst beginnen met het meest eenvoudige en proberen te begrijpen, n.l. hoe een hoogteroer werkt.

Volgens het bovenstaande basisprincipe kunnen we een toestel laten klimmen of dalen door de liftkracht resp. te vergroten of te verkleinen.

Dit kan door de vliegsnelheid of de invalshoek van de vleugel te veranderen.

- Vliegsnelheid wijzigen.

Het eerste middel dat ons ten dienste staat is de vliegsnelheid veranderen want daardoor verandert de liftkracht ook. Bij motortoestellen is dat vrij eenvoudig door het motorvermogen te veranderen door gas bij te geven of terug te nemen.

Nemen we b.v. gas terug dan zal het toestel langzamer gaan vliegen en dan, mits het drukpunt en het instelhoekverschil goed is afgesteld, gaan dalen. Geven we gas bij dan zal het toestel gaan klimmen.

Dit is ook de meest nette manier en in de grote luchtvaart wordt de vlieghoogte dan ook voornamelijk beheerst door de gasregeling.

Bij zweeftoestellen kunnen we de vliegsnelheid verminderen door remflaps te activeren en zodanig hoogte te verliezen. Permanent hoogte winnen kan bij zwevers uiteraard alleen maar als er uitwendig energie wordt toegevoerd, b.v. d.m.v. thermiek.

- Invalshoek wijzigen. (zie ook afb.9)

Het tweede middel dat we kunnen gebruiken is het hoogteroer.

Door het hoogteroer omhoog of omlaag te brengen zal de vliegwind de staart resp. naar beneden of naar boven drukken.

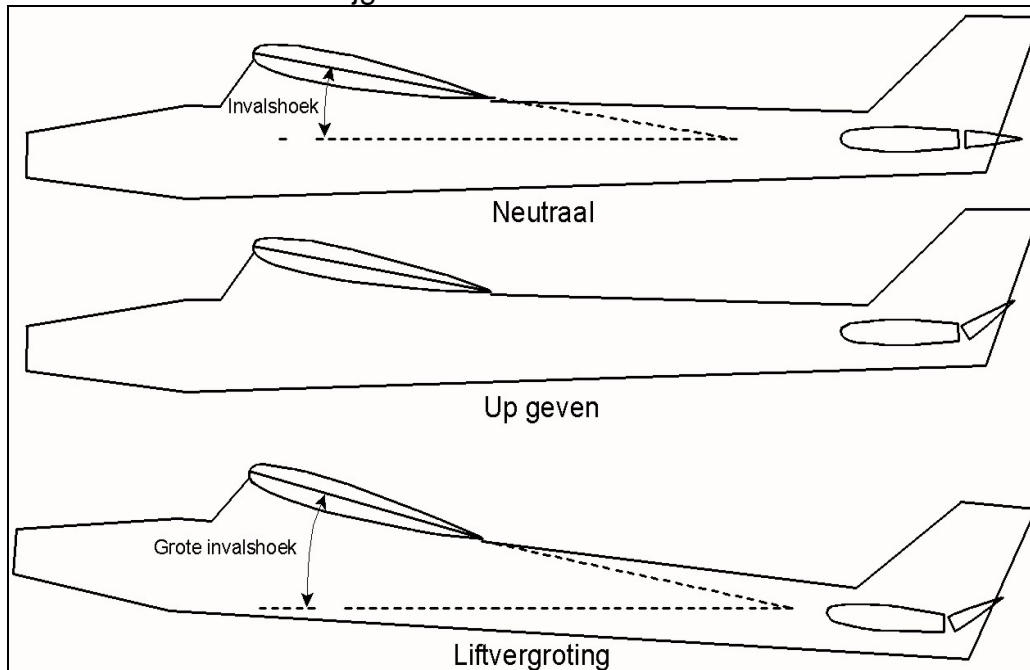
Als de staart b.v. naar beneden gedrukt wordt, wordt de vleugelvalshoek vergroot, de liftkracht neemt dus toe en het toestel zal stijgen.

Wordt de staart omhoog gedrukt dan zal de invalshoek kleiner worden, de liftkracht neemt af en het toestel zal hoogte verliezen.

Dit kan dan wel gepaard gaan met een snelheidsopbouw en, bij een niet goed afgesteld drukpunt en instelhoekverschil, pompen veroorzaken.

Duidelijk zal zijn dat de kracht op het hoogteroer maar vrij gering

behoeft te zijn om de invalshoek te wijzigen en maar een fractie van de extra kracht is die de vleugel moet verdragen om b.v. het toestel te laten stijgen.



Richtingroer.

De werking van het richtingroer is vrij gecompliceerd maar berust uiteindelijk ook op het bovenstaande basisprincipe.

Het is dus **niet** wat het op het eerste gezicht lijkt en dus door simpelweg de staart naar b.v. rechts te drukken ,de neus naar links laten gaan en het toestel zo naar links laten bewegen. Zo lukt het niet, wat dan ook het hoofdprobleem was van de luchtvaartpioniers tot de gebroeders Wright het rolroerprincipe uitvonden.

Hoe gaat het dan wel ?

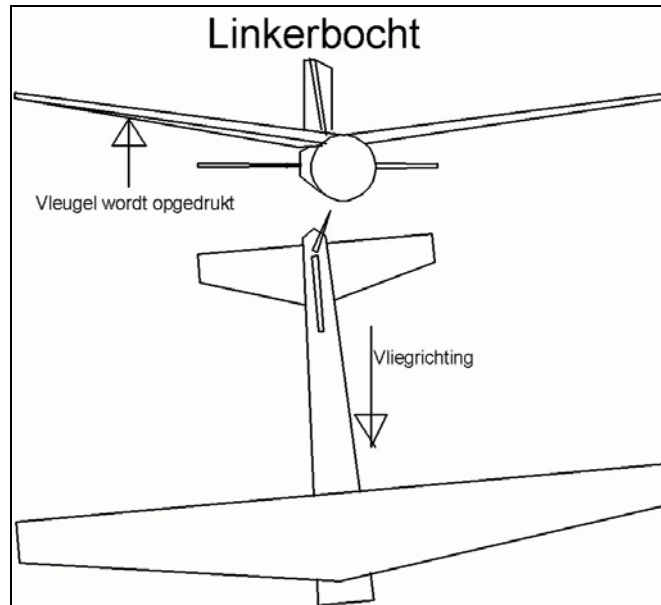
Om een toestel met richtingroer te kunnen sturen moet het aan een speciale voorwaarde voldoen.

De hoofdvleugel moet n.l. V-stelling hebben. D.w.z. de vleugeltips moeten hoger liggen dan de vleugelwortels. Is die V-stelling niet aanwezig dan zal het toestel nauwelijks, niet of zelfs omgekeerd reageren op een stuurcommando.

Als de vleugel voldoende V-stelling heeft gebeurt het richtingveranderen in 4 fasen.

Laat ons maar eens kijken als we b.v. een linkerbocht willen maken.

- Fase 1  
Beweeg je stuurhandel voor richtingroer naar links. Hierdoor zal het richtingroervlak zich ook naar links bewegen.
- Fase 2 (zie ook de volgende afbeelding)  
De vliegwind zal nu de staart naar rechts drukken en het toestel zal zich enigszins "cross-wind" vliegend door de lucht bewegen met de rechtervleugel iets naar voren en de linkervleugel iets naar achter.



- Fase 3  
Door de V-stelling zal de vliegwind wat zijdelings **onder** tegen de rechtervleugel kunnen drukken en deze daardoor omhoog brengen.
- Fase 4  
Doordat de vleugel nu wat schuin ligt zal de opgewekte liftkracht niet meer zuiver omhoog gericht zijn maar ook een beetje naar links .  
Hierdoor zal de liftkracht het toestel ook wat naar links trekken en zal het een linkerbocht gaan beschrijven.

Rolroer.

De werking van het rolroer is veel directer en simpeler. Hier is ook helemaal geen V-stelling nodig.

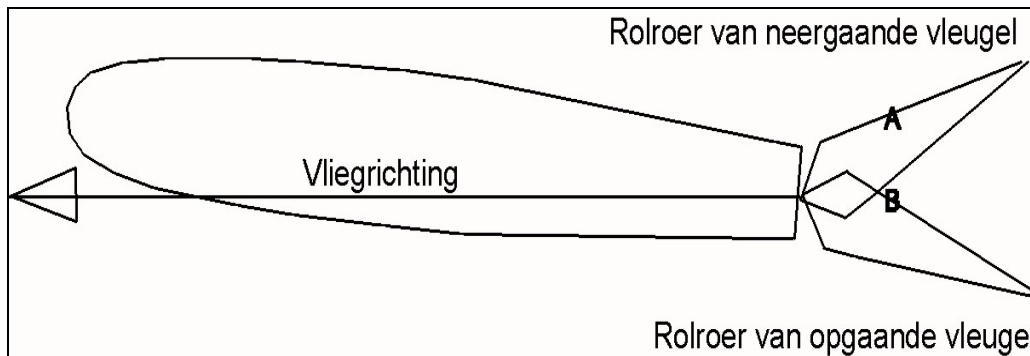
Het richtingveranderen vindt in maar 2 fasen plaats.

Laat ons hier ook maar eens een linkerbocht beschouwen.

- Fase 1  
Beweeg je stuurhandel voor de rolroeren naar links. Hierdoor gaat het rechterrolroer naar beneden en het linker naar boven.
- Fase 2  
Nu hebben we de gewenste schuinstand al bereikt en zal een gedeelte van de liftkracht het toestel naar links trekken en het toestel zal een linkerbocht gaan beschrijven zoals hierboven in fase 4 reeds beschreven is.

Nog een extra opmerking over rolroeren.(zie afb.11)

Als we de rolroeren zowel naar boven als naar beneden een gelijke uitslag geven zal door de extra remmende werking van vooral het naar benedenstaande roer, die vleugel achter willen blijven en daardoor de bocht tegen werken.



Dit euvel is op te lossen door de stangoverbrengingen zodanig te maken dat het naar beneden gaande roer maar 50% van de slag van het naar bovengaande roer maakt.

Hierdoor zal het sturen sterk verbeterd worden.

Als we tenslotte de voor- en nadelen van richting- en rolroer vergelijken, kunnen we het volgende zeggen.

Richtingroer

Voordeel:

- V-stelling geeft goede dwarsstabiliteit in normale vlucht, corrigeert zichzelf. Dit is zeker prettig voor beginners.
- Constructie is eenvoudig

Nadeel:

- Rugvliegen is erg lastig.
- Rollen gaat traag.

Rolroer:

Voordeel:

- Stuurt veel directer
- Veel beter geschikt voor aerobatics

Nadeel:

- Constructie gecompliceerder.

Tenslotte nog enige opmerkingen over het balanceren van de roervlakken.

Onder balanceren verstaan we het zodanig construeren van de roervlakken dat schokken en luchtkrachten zo weinig mogelijk worden doorgegeven aan het bekrachtigingssysteem, in ons geval de servo's, in de grote luchtvaart de bestuurder.

Bij kleinere toestellen hoeft daar wat minder aandacht aan gegeven te worden, maar bij grotere (> 2500 mm spanwijdte) kan het wel belangrijk zijn.

- Massa uitbalanceren.  
Het gewicht van de roervlakken balanceren is alleen maar nodig voor die vlakken die door hun gewicht naar beneden kunnen gaan hangen, dus hoogteroer en in mindere mate rolroeren en flaps. Het gewicht van de stuurvlakken moet dan gecompenseerd worden door het aanbrengen van contragewichten voor het scharnierpunt. De armlengte en het contragewicht moeten dan zodanig worden gekozen dat het stuurvlak, als het vrij hangt,

- nagenoeg in zijn neutrale stand blijft staan.  
Luchtkrachten uitbalanceren.  
De luchtkrachten op de stuurvlakken kunnen bij hoge snelheden zo groot worden, dat het bekrachtigingssysteem niet sterk genoeg meer is om de vlakken te bewegen.  
Om dit te ontlasten kunnen we de vlakken **aërodynamisch** uitbalanceren.  
Dit doen we door de stuurvlakken een zodanige vorm te geven dat ze nog vóór het scharnierpunt uitsteken. Vooral bij wat oudere toestellen is dit soms goed zichtbaar, b.v. bij het hoogteroer en het richtingsroer van een Piper Cub.  
De lucht die tegen het deel voor het scharnierpunt blaast zal dan een tegenkracht op het roervlak geven die tegengesteld is aan de stuurkracht en zodanig het systeem wat ontlasten.

Dit ontlasten zal op deze manier altijd maar gedeeltelijk mogelijk zijn.

Een veel betere oplossing is het gebruik van z.g. pendelroeren, voornamelijk bij hoogteroeren.

Hierbij wordt tijdens het besturen het gehele stabilovlak verdraaid, met als scharnierpunt het drukpunt van het stabilo. Als we dan ook nog het zwaartepunt van het stabilo in het drukpunt kunnen leggen hebben we een perfecte massa- en aërodynamisch balancering.

In de grote luchtvaart wordt dit dan ook meer en meer toegepast, b.v. F-15, F-16 en F18.

Ook grote Jumbo's passen het toe.

In deze aflevering hebben we eens een keer niet gerekend, maar het kan geen kwaad om over het bovenstaande eens goed na te denken.

Hierdoor zijn dan weer wat vlieggeheimen ontsluit.

## HOOFDSTUK 9

-9- Slot

De meest belangrijke en interessante onderdelen heb ik geprobeerd onder de loep te nemen en te verduidelijken. Of ik daar helemaal in geslaagd ben weet ik niet.

Ik hoop echter dat, bij diegene die dit aandachtig hebben gelezen, de achtergronden van het vliegen wat duidelijker zijn geworden.

G.v.Eindhoven