



TECHNISCH TALENT  
KRIJGT TOEKOMST  
mechanica/elektriciteit - hout - auto

VERY

TECHNICAL

INDEED

# INDUSTRIËLE WETENSCHAPPEN

## Werking helikopter

Leerling(en) :  
Klaas De Smedt  
Dennis Dewanckele  
Samuel Ingelbrecht

Mentor:  
Verhaeghe Dirk

2003-2004

VTI Torhout Sint-Aloysius | Papebrugstraat 8a, 8820 Torhout  
Telefoon: 050 23 15 15 | Fax: 050 23 15 25  
E-mail: [vti@sint-rembert.be](mailto:vti@sint-rembert.be) | Site: <http://vtiweb.sint-rembert.be/>  
Site GIP'S 6IW: [www.gip6iw.be](http://www.gip6iw.be)

## Voorwoord

Al bij het begin van het vijfde jaar werd er soms eens iets gezegd over een eindwerk. Op het einde van het jaar kregen we de opdracht tijdens de vakantie wat voorbereidend werk te doen. Zo kozen we onze partners en ons onderwerp. Na de vakantie stond het al min of meer vast dat ons eindwerk iets met luchtvaart te maken zou hebben. Eén van ons is bovendien tijdens zijn vrije tijd nauw bij de luchtvaart betrokken en dat heeft onze interesse nog iets meer aangesterkt. We kozen ervoor om eens uit te zoeken hoe een helikopter precies werkt. In het eerste semester gingen we vooral op zoek naar allerlei informatie over dit onderwerp en gingen we ook te rade bij Ivan Becuwe, een leraar in de afdeling luchtvaart aan het KHBO in Oostende. Via hem kregen we reeds een grote brok informatie over de Alouette II. We zouden graag weten hoe een helikopter in elkaar steekt, hoe hij werkt en welke krachten hierbij allemaal optreden. Bij deze horen ook de krachten die nodig zijn om de ongewenste reactiekrachten op te vangen. In de loop van het jaar hebben we een praktische proef gerealiseerd in verband met de rotorbladen van een helikopter. Met deze geïntegreerde proef hebben we veel bijgeleerd over de werking van een helikopter. Om deze te ontwerpen en goed te laten vliegen is zeer veel inzicht vereist.

Deze geïntegreerde proef zou niet geslaagd zijn zonder deze personen: onze mentor Dirk Verhaeghe, Ivan Becuwe van het KHBO, praktijkleraars die geholpen hebben aan de praktische proef,

Tenslotte willen we nog zeggen dat dit een zeer interessant maar ook zeer moeilijk onderwerp is.

## **Inleiding**

In deze geïntegreerde proef kwam vooral de mechanische werking van een helikopter aan bod. Ook de aërodynamica speelt een grote rol bij het bestuderen van de helikopter. Daarnaast hebben we uitgezocht hoe een helikopter te besturen is en welke neveneffecten er zijn. In deze geïntegreerde proef hebben we maar enkele van de vele nevenreacties vermeld omdat de andere praktisch te verwaarlozen zijn. Bij de praktische uitvoering hebben we een motor op een weegschaal gemonteerd, rotorbladen gaan halen om dan zo de lift te meten bij een bepaalde rotatiesnelheid en een aanvalshoek. Verder worden ook nog enkele verschillende types helikopters besproken. Deze worden opgedeeld volgens de manier waarmee ze omgaan met het reactiekoppel van een helikopter.

## Inhoudsopgave

1	De helikopter .....	6
1.1	Historiek .....	6
1.2	Verschillende types.....	7
1.2.1	De enkele rotor met staartrotor .....	7
1.2.2	De coaxiaal, contraroterende rotors .....	8
1.2.3	De contraroterende tandem rotors .....	8
1.2.4	De notar .....	9
1.2.5	De contraroterende rotors zij aan zij.....	10
1.3	Algemene opbouw .....	11
1.4	Constructietypen van rotorbladen.....	11
1.4.1	Metalen bladen.....	12
1.4.2	Kunststofbladen .....	12
1.4.3	Composietbouwbladen .....	13
2	Rotortheorie .....	14
2.1	Lift .....	14
2.1.1	Definitie .....	14
2.1.2	De liftformule .....	17
2.1.3	Samenvatting .....	20
2.1.4	Drukpunt (figuur 7).....	20
2.2	Weerstand .....	23
2.2.1	De weerstandsformule.....	23
2.2.2	Weerstandstypes .....	24
2.2.3	Parasitaire weerstand .....	25
2.2.4	Profielweerstand .....	25
2.2.5	Vormweerstand.....	26
2.2.6	Wrijvingsweerstand .....	27
2.2.7	Geïnduceerde weerstand.....	28
2.2.8	Tipwervelingen.....	30
2.2.9	Effect van snelheid op geïnduceerde weerstand.....	31
2.2.10	Effect van de aspectverhouding.....	31
2.2.11	Methodes om de geïnduceerde weerstand te verkleinen.....	32
2.2.12	Curve voor de totale weerstand.....	33
2.2.13	Besluit.....	34
2.3	Lift / weerstand verhouding.....	35
2.3.1	Beste (of maximum) lift / weerstand verhouding.....	36
2.3.2	Andere factoren die de lift / weerstand verhouding beïnvloeden.....	37
2.3.3	Besluit.....	38
3	De staartrotor .....	39
3.1	Inleiding.....	39
3.2	De drift.....	39
3.3	Gebruikte systemen .....	40
3.3.1	Voor- en nadelen staartrotor .....	40
3.3.2	De diameter, tipsnelheid, aantal bladen en wrong.....	40
3.3.3	Trek- of duwrotor .....	41
3.4	De fenestron.....	42

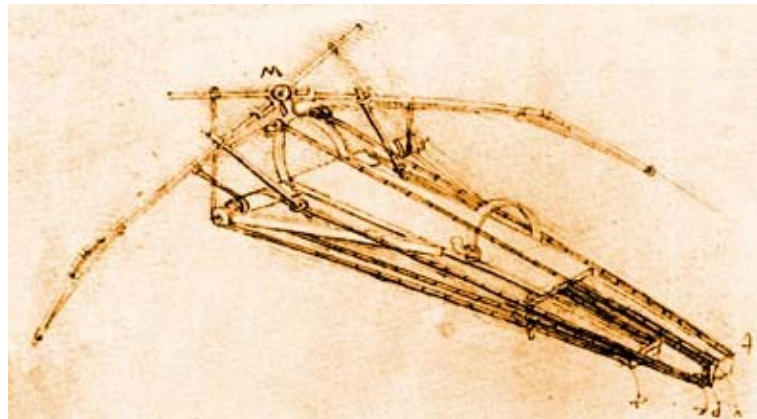
3.5	De notar .....	43
3.6	Nieuwe systemen .....	44
4	Besturing .....	47
4.1	Inleiding .....	47
4.2	De besturing van de helikopter .....	47
4.3	cockpit .....	47
4.3.1	De cyclic .....	48
4.3.2	De collectief .....	49
4.3.3	Het voetenstuur .....	50
4.4	De aandrijving .....	51
4.4.1	De straalmotor .....	51
4.4.2	De tandwielkast .....	51
4.5	De helikopter in de lucht .....	53
4.5.1	Opstijgen .....	53
4.5.2	Horizontale vlucht .....	53
4.5.3	Autorotatie .....	53
4.5.4	Bijkomende reacties .....	54
5	De praktische proef .....	56
5.1	Doelstelling .....	56
5.2	De rotorbladen .....	56
5.3	De bevestiging .....	56
5.4	De motor .....	57
5.5	De bevestiging van de motor .....	57
5.6	De frequentieregelaar .....	58
5.7	De opstelling .....	59
5.8	De meeting .....	59
5.8.1	De lift in functie van het toerental .....	59
5.8.2	De lift in functie van de ingestelde hoek .....	60
5.8.3	Lift vlak .....	61
6	Besluit .....	62
7	Bronnen .....	63
8	Bijlagen .....	64

# 1 De helikopter

## 1.1 Historiek

De naam helikopter is een woord afkomstig uit het Grieks en bevat de woorden “helix” (spiraal) en “pteron” (vleugels).

De eerste die zich waagde aan een ontwerp van een helikopter was Leonardo da Vinci (15<sup>de</sup> eeuw) die de ornithopter (ook wel hefschroefvliegtuig genoemd) ontwierp, een eenpersoonsluchtvaartuig met door handkracht bewogen vleugels. Het hoogte- en richtingsroer werden bediend met het hoofd.



**Ornithopter van Leonardo da Vinci**

Zijn ontwerp was echter niet uitvoerbaar doch inspireerde de bekende ontwerper Igor Sikorsky tot zijn eerste succesvolle ontwerpen.

Ook de Brit Sir George Cayley heeft daartoe bijgedragen (1809). Hij ontwikkelde met zeer eenvoudige middelen een helikoptermodel met twee contraroterende rotors, waarvan de bladen uit veren bestonden. De aandrijving bestond uit een rond de aandrijfas opgewonden draad die, nadat het model was losgelaten, zichzelf afwond. Er werd een hoogte van 25 m bereikt. Verschillende onderzoekers volgden elkaar daarna met meer of minder succes op, waarvan Igor Sikorsky de belangrijkste was.



Igor Sikorsky in his VS-300. It used a tail-rotor to stop the airframe from rotating in opposition to the main rotor.

**Ontwerp van Igor Sikorsky**

Alle genoemde ontwerpers werden geconfronteerd met drie fundamentele problemen die, naarmate de tijd vorderde, steeds beter werden opgelost:

- De constructie zo licht mogelijk houden, zodat de delen die de draagkracht leveren de constructie en enige lading verticaal kunnen verplaatsen.
- Het opheffen van de reactie van het motorkoppel
- De besturing van de helikopter

## 1.2 Verschillende types

De uitvoering van een helikopter kun je in 5 verschillende types opdelen. Wij zullen alle 5 heel kort bespreken in de paragraaf hieronder. Het voornamelijkste verschil zit hem vooral in de manier waarop de constructie van de rotors gebouwd is.

### 1.2.1 De enkele rotor met staartrotor

Dit type is het meest in gebruik omdat het relatief eenvoudig is ten opzichte van de andere types. Aangezien deze het meest gebruikt wordt zullen wij dit type bespreken in de rest van de Geïntegreerde Proef.



**Allouette II**

### 1.2.2 De coaxiaal, contraroterende rotors

Deze heeft 2 boven elkaar staande rotors. Dit heeft als voordeel dat je geen staartrotor nodig hebt maar het rotorsysteem is des te kwetsbaarder en veel complexer omdat de rotors in tegenovergestelde richting moeten draaien.



**Kamov ka-52 1**

### 1.2.3 De contraroterende tandem rotors

Bij dit type zijn er eveneens 2 rotors aanwezig, ze zijn echter achter elkaar gepositioneerd in de plaats van boven elkaar. Ze draaien tevens in de tegengestelde richting. Het voordeel van dit systeem is de grotere toelaatbare zwaartepuntverschuiving. Het nadeel echter is dat het besturingssysteem nogal complex is.



**Chinook**



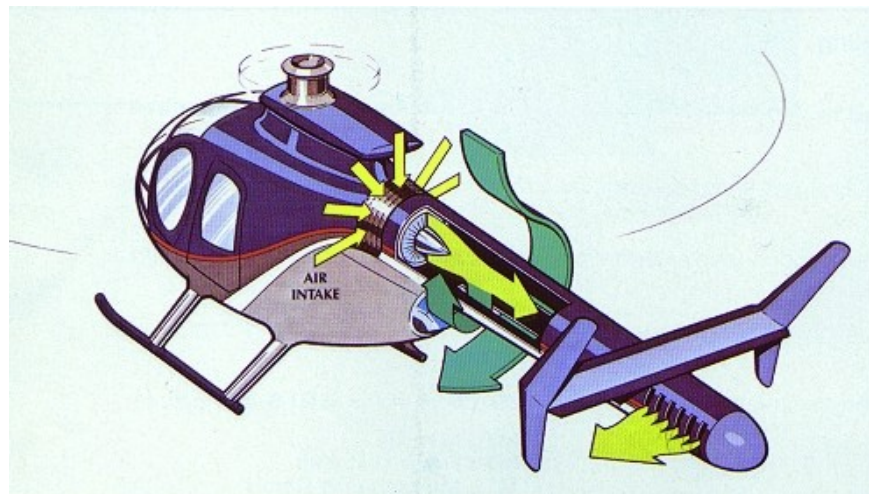
## 1.2.4 De notar

Dit type helikopters werkt op een nog heel ander principe om de torsiekrachten ontwikkeld door de rotor te compenseren.



**MD 600**

Op deze foto kun je zien dat er wederom geen staartrotor aanwezig is maar ook geen extra hoofdrotor. De werking van dit systeem is heel eenvoudig te verklaren aan de hand van volgende tekening.



Bij de straalmotor wordt een compressor geplaatst die lucht comprimeert die naar het einde van de staart wordt gebracht en daar terug uitgeblazen wordt in tegengestelde richting van de torsiekrachten. Dit systeem heeft als groot voordeel dat er minder onderhoud aan is en minder vibratie en geluidsoverlast.

### 1.2.5 De contraroterende rotors zij aan zij

Bij dit type zijn de rotors ook contraroterend opgesteld maar hun positie is dit maal niet boven of na elkaar maar naast elkaar



**De Mil Mi-12**

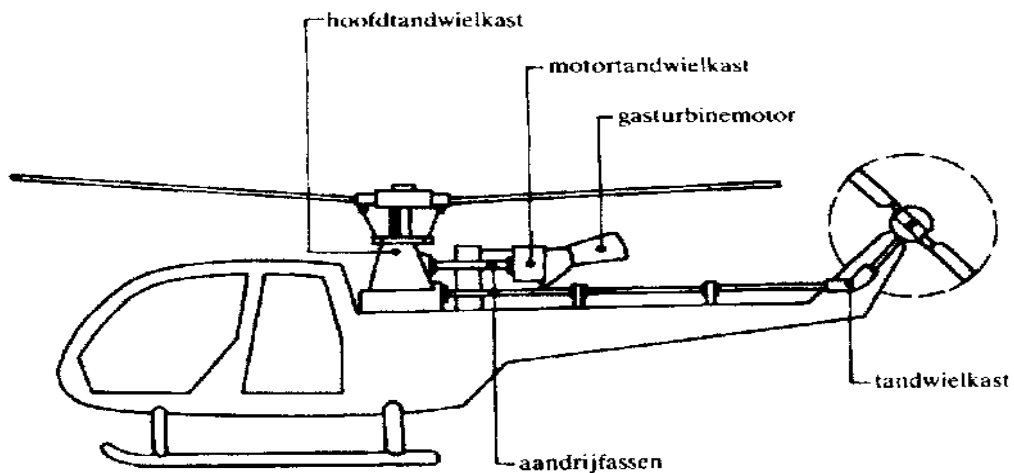
De Mil Mi-12 is de grootste helikopter die ooit gebouwd is, hij weegt zelf 104 ton en kan een gewicht van 40 ton dragen. Hoewel dit nog steeds een helikopter is begint uitgezonderd van de rotors meer en meer op een vliegtuig te lijken.



### 1.3 Algemene opbouw

De helikopter is net zoals een vliegtuig afhankelijk van de draagkracht van een door de lucht bewegende vleugel om hem in de lucht te houden. Zelfs de beide profielen van een vleugel en een rotor zijn in principe gelijk.

De meeste helikopters werken tegenwoordig met een straalmotor, alhoewel in heel oude types soms nog de zuigermotor gebruikt wordt. De motor moet de rotor en de staartrotor aandrijven en dit via aandrijfassen en tandwielkasten. De motor is zo goed als altijd in de romp aangebracht, er zijn echter een klein aantal helikopters waarbij die in de neus zit.



In de tandwielkast zit een planetaire overbrenging die het hoge toerental van de motor (+23000 toeren/min) reduceert tot 300 toeren/min voor de hoofdrotor en 1200 toeren/min voor de staartrotor. Deze snelheden worden automatisch constant gehouden door een regelsysteem.

Ten slotte kunnen we nog een onderscheid maken tussen de verschillende onderstellen:

- Wielonderstel: de naam zegt het zelf, de wielen kunnen ook nog gedraaid of vastgezet worden in de richting van de landrichting
- Sleeonderstel: aan de linker- en de rechterkant van de helikopter zitten buizen die
- Pontononderstel: zelfde als sleeonderstel maar in de plaats van buizen gebruikt men met lucht gevulde pontons, dit wordt hoofdzakelijk gebruikt om op water te landen maar het is ook mogelijk om op het land te landen

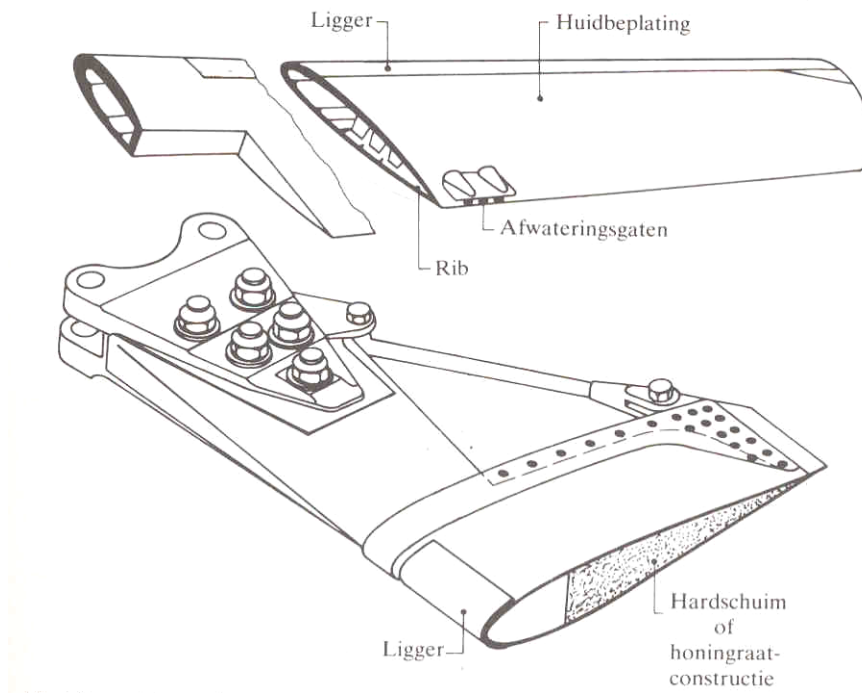
### 1.4 Constructietypen van rotorbladen

De bladen kunnen vervaardigd zijn uit:

- metaal
- kunststof
- combinatie van metaal en kunststof (composiet)

### 1.4.1 Metalen bladen

In het algemeen bestaan metalen bladen uit een holle D-vormige ligger van lichtmetaal of van corrosievast staal. Soms wordt een massieve ligger van lichtmetaal toegepast. Een in profielvorm op de ligger gelijkde huidbeplating vormt samen met de ligger het blad.

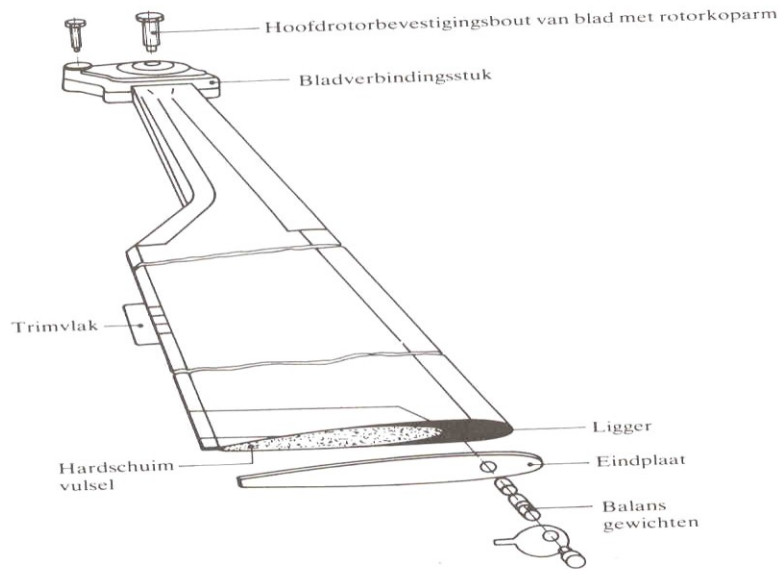


De ruimte achter de ligger kan voorzien zijn van:

- hardkunststofschuim
- honingraatconstructie
- verstevigingribben

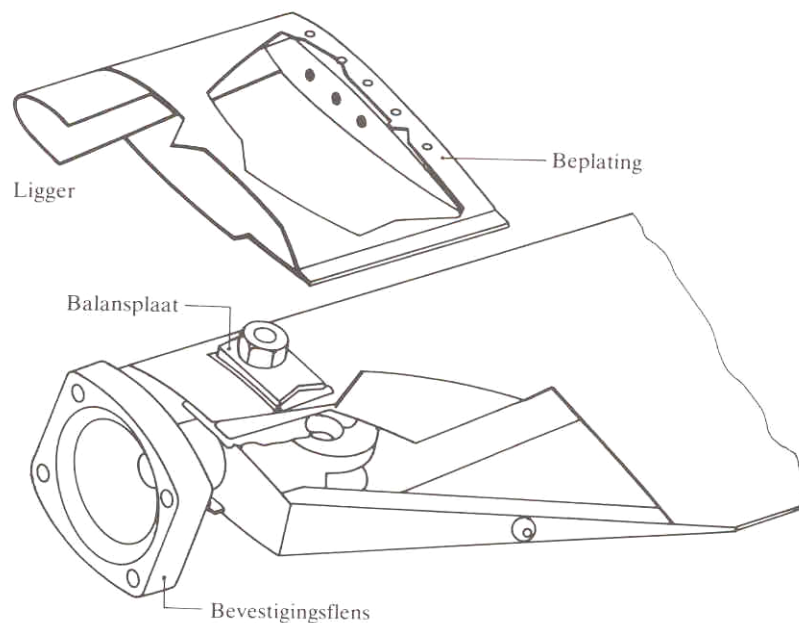
### 1.4.2 Kunststofbladen

Kunststofbladen worden gemaakt uit versterkt glasfiber. De ligger is gemaakt van bundels glasdraad die in lusvorm zijn gelegd op de plaats van de verbinding van het blad met de bladarm. De ruimte achter de ligger is opgevuld met hardschuim van een bepaalde kunststof. In onderstaande afbeelding is een kunststofblad weergegeven.



### 1.4.3 Composietbouwbladen

Een andere uitvoering is een blad waarbij de ligger is opgebouwd uit 3 holle liggers van corrosievast staal die op elkaar zijn gelijmd en overtrokken met een corrosievaste staalbeplating. De ruimte achter de ligger is opgevuld met een honingraatconstructie, terwijl dit gedeelte overtrokken is met glasfiberdoek.



De bladen van de staartrotor zijn vaak hol en geheel uit metaalplaat vervaardigd. De dikte van de plaat wordt naar de tip toe dunner. Staartrotors met grotere bladen worden in principe op dezelfde wijze uitgevoerd als bladen van de hoofdrotor.

## 2 Rotortheorie

### 2.1 Lift

#### 2.1.1 Definitie

In dit hoofdstuk wordt verwezen naar enkele termen die belangrijk zijn om dit hoofdstuk te begrijpen. De termen die wat uitleg vereisen, staan in onderstaande lijst.

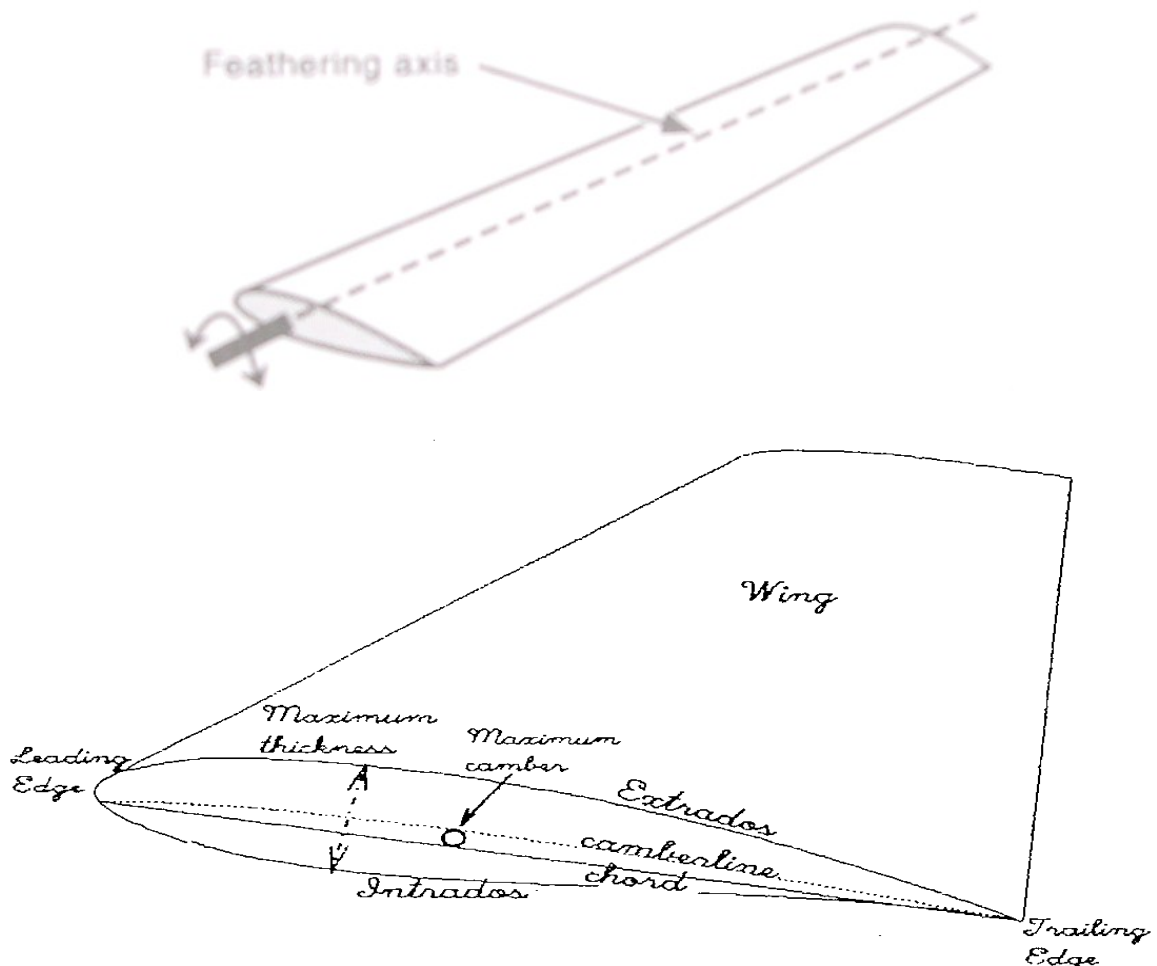
**Koorde:** dit is de rechte lijn die de leading edge met de trailing edge verbindt.

**Profielhoek:** dit is de hoek tussen de koorde en het rotatievlak. Deze hoek kan door de piloot gewijzigd worden door het bewegen van de collective of de cyclic.

**Aanvalshoek:** dit is de hoek tussen de koorde en de relatieve luchtstroom (ook wel relatieve wind genoemd).

**Profiel aslijn:** de rechte lijn die de wortel van het profiel met de tip verbindt en waarrond het blad draait om zijn profielhoek aan te passen.

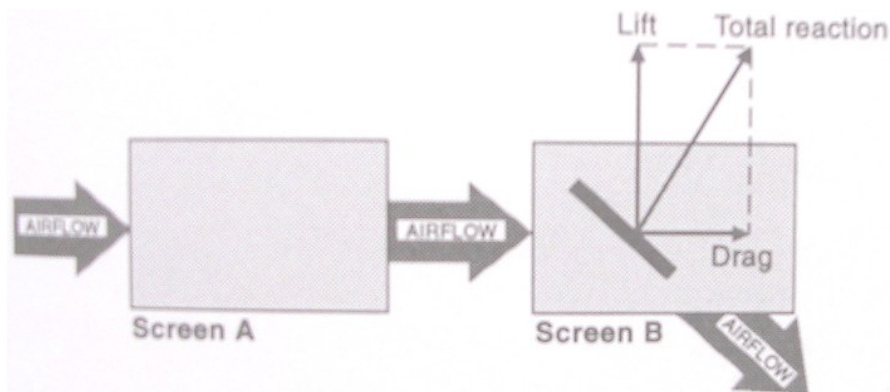
**Feathering:** de beweging die het blad maakt rond de profiel aslijn.



Figuur 1

Doordat een vliegtuig op zichzelf in de lucht kan vliegen, moet er een kracht aanwezig zijn die het eigengewicht van het toestel overwint. Hoewel het op het eerste gezicht lijkt alsof

een helikopter alleen door lift in de lucht wordt gehouden, is dit niet volledig waar. Helikopters hebben natuurlijk lift nodig, maar de liftkracht van de rotorbladen is slechts een deel van de kracht die tegengesteld is aan het eigengewicht van het toestel. Figuur 2 maakt het begrip “lift” duidelijk. Er wordt een horizontaal bewegende luchtstroom voorgesteld die verdwijnt achter scherm A. Als de luchtstroom terug tevoorschijn komt, stroomt hij precies op dezelfde manier als voor hij verdween achter het scherm en dit betekent dat er niets aan de stroom werd gedaan. Als er toch iets aan de stroom gedaan werd achter het scherm, is de verandering aan de luchtstroom niet zichtbaar.



Figuur 2

Daarna verdwijnt de stroom achter scherm B en als hij terug tevoorschijn komt, is de luchtstroom naar beneden is afgebogen. De derde wet van Newton zegt dat er voor iedere actie een gelijke en tegengestelde reactie is. Als iets de luchtstroom achter scherm B heeft afgebogen, dan moet dat voorwerp een gelijke en tegengestelde kracht ondervonden hebben. Het moet dus aan een opwaarts gerichte kracht onderworpen zijn. De grootte van de vector voor de totale reactie houdt deze kracht in. Merk op dat de totale reactie min of meer loodrecht ten opzichte van het voorwerp werkt. In dit geval is het voorwerp een vlakke plaat.

Als we de luchtstroom en de vlakke plaat in beschouwing nemen waarop de totale reactie werkt dan is de totale reactie een resultaat van twee krachtencomponenten:

- 1) **Lift**, wat loodrecht ten opzichte van de luchtstroom werkt.
- 2) **Weerstand**, wat in lijn met de luchtstroom werkt.

Op het ogenblik dat de luchtstroom achter scherm A was, kon er geen totale reactie zijn omdat er geen neerwaartse afbuiging was en er kan ook geen lift geweest zijn. Wanneer de luchtstroom scherm B gepasseerd was, verscheen een neerwaartse afbuiging. Daaruit volgt dat er een totale reactie, lift en weerstand plaats moet gevonden hebben achter scherm B. Zo kunnen we besluiten dat als er lucht wordt afgebogen, er lift geproduceerd wordt en wanneer de lucht niet wordt afgebogen of als er geen zichtbare afbuiging is, dat de liftproductie dan nul is.

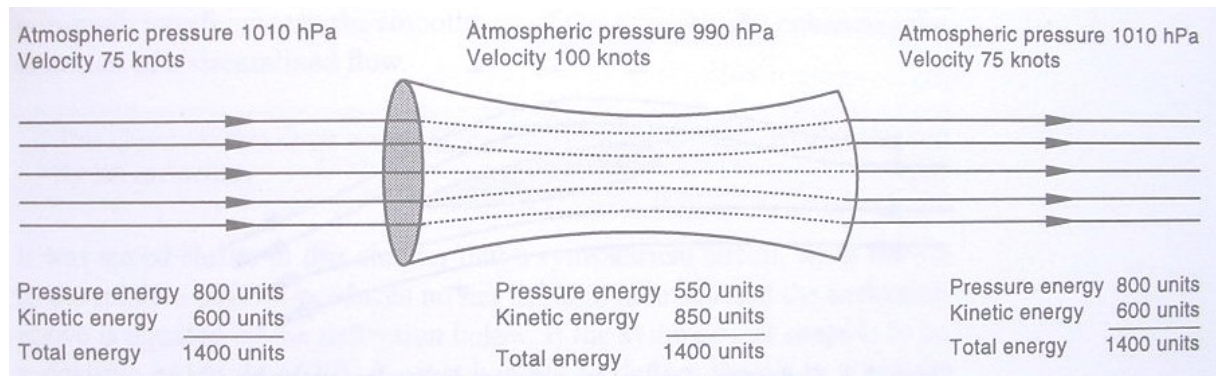
De productie van lift door afbuiging van de relatieve luchtstroom als hij een voorwerp voorbij stroomt, is het resultaat van een verandering van atmosferische druk. Die verandering vindt plaats rond het oppervlak van het voorwerp. De natuur zorgt ervoor dat de snelheid van de luchtstroom stijgt wanneer de luchtstroom een voorwerp moet passeren. De atmosferische druk zal in het gebied waar de snelheid stijgt, dalen. Het tegengestelde gebeurt in het gebied waar de stroom vertraagt. De wet van Bernoulli bevestigt dit. Die wet luidt als volgt:

**In een gestroomlijnde stroom is de som van alle energieën een constante.**

Een luchtstroom in beweging bezit potentiële energie, warmte-energie, energie door druk en dynamische energie. De veranderingen van de potentiële energie en de warmte-energie zijn zo klein dat ze verwaarloosbaar zijn, tenzij de snelheid van de stroom heel hoog is. In een gestroomlijnde stroom aan lage snelheid kan de wet van Bernoulli als volgt geformuleerd worden:

**Energie door druk + dynamische energie = een constante**

Vandaar dat wanneer de dynamische energie van een luchtstroom stijgt door een stijging van de snelheid ervan voor een vermindering van de energie door druk zorgt en vice versa. Een eenvoudige demonstratie van de wet van Bernoulli is een gestroomlijnd fluïdum die door een convergerende/divergerende buis stroomt. Die convergerende/divergerende buis wordt ook wel een venturi genoemd (figuur 3). Links, voor het binnengaan van de venturi, heeft de lucht een zekere atmosferische druk en daardoor heeft de luchtstroom een zekere hoeveelheid energie door druk. Doordat de stroom aan het bewegen is, heeft de stroom ook een bepaalde hoeveelheid dynamische energie.



**Figuur 3**

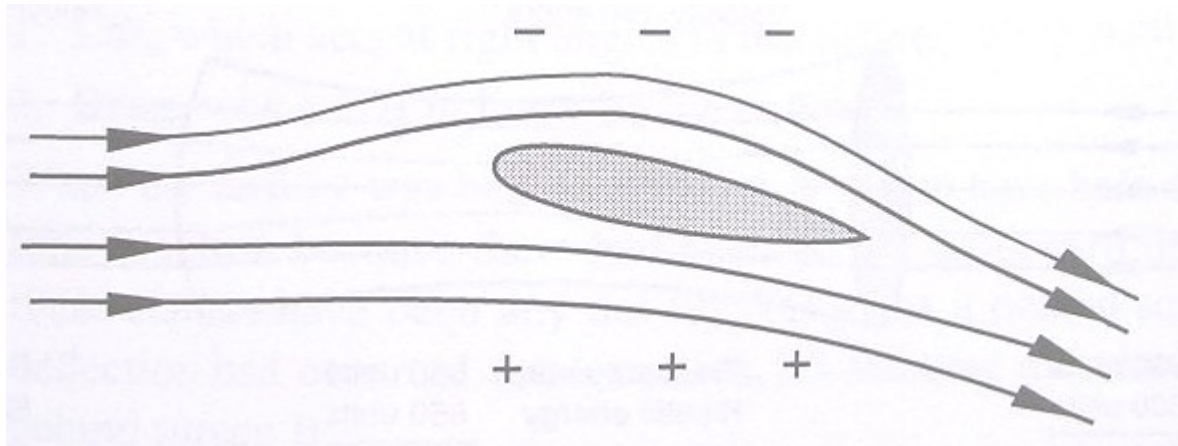
Als de stroom gestroomlijnd blijft en als de luchtmoleculen ongeveer op hun relatieve plaats t.o.v. elkaar blijven dan moet de snelheid bij het binnengaan van de venturi stijgen. Bij het nauwste stuk van de buis moet de snelheid zijn grootste waarde bereikt hebben. Doordat een grotere stroomsnelheid zorgt voor een stijging van de dynamische energie volgt daaruit dat de energie door druk zal dalen met een gelijke hoeveelheid als de stijging van dynamische energie. De totale energie moet namelijk een constante zijn. De atmosferische druk staat in verband met de energie door druk. Daaruit volgt dat hoe lager de energie door druk is, hoe lager de atmosferische druk zal zijn. Wanneer de luchtstroom de venturi verlaat, vertraagt hij naar de waarden van de atmosferische druk voor het binnengaan van de venturi.

**Dit demonstreert het feit dat een stijging in stroomsnelheid een vermindering in luchtdruk moet veroorzaken op voorwaarde dat de luchtstroom gestroomlijnd blijft.**

Figuur 4 toont hetzelfde gedrag van de lucht t.o.v. een vleugelprofiel. Het feit dat de bovenste helft van de venturi niet aanwezig is, betekent niet dat het principe niet van toepassing is. De relatieve luchtstroom is afgebogen door het profiel in die mate dat er een neerwaartse druk verschijnt achter het profiel. Omdat de luchtstroom gestroomlijnd blijft, hebben de moleculen die over het profiel bewegen een grotere snelheid dan de moleculen



die onder het profiel bewegen. Net zoals bij de venturi stijgt de dynamische energie en daardoor daalt de druk in de gestroomlijnde lucht.



Figuur 4

Onder sommige omstandigheden vertraagt de luchtstroom onder het profiel en daardoor daalt de dynamische energie in de luchtstroom. Volgens de wet van Bernoulli moet de gedaalde dynamische energie resulteren in een stijging van de druk in de luchtstroom. Daaruit kunnen we besluiten dat wanneer er een gestroomlijnde luchtstroom neerwaarts is afgebogen door een vleugelprofiel, de druk boven het profiel minder wordt dan de druk eronder. Het vleugelprofiel voelt dit drukverschil en heeft daardoor de neiging om zich naar het gebied van lagere druk te begeven. Dit veroorzaakt een opwaarts gerichte kracht die we lift noemen.

Merk de manier op waarop een vlakke plaat en een symmetrisch vleugelprofiel de luchtstroom afbuigen. Als we de plaat of het profiel in lijn met de stroom plaatsen is de afbuiging boven de plaat of het profiel dezelfde als de afbuiging eronder. Er is geen zichtbare afbuiging en daardoor kan er ook geen lift zijn. Elk symmetrisch vleugelprofiel dat verwacht wordt om lift te produceren moet onder een bepaalde hoek geplaatst worden t.o.v. de relatieve luchtstroom zodat er meer afbuiging is boven het profiel dan eronder. De hoek van het profiel t.o.v. de relatieve luchtstroom wordt ook wel de aanvalshoek genoemd.

### 2.1.2 De liftformule

$$Lift = Cl \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 S$$

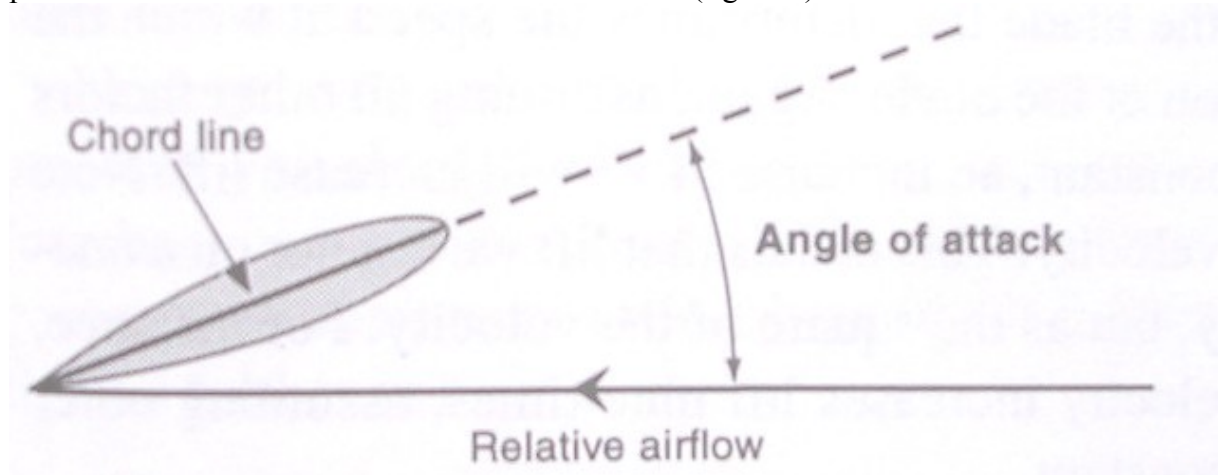
Hoewel deze formule op het eerste gezicht wat waanzinnig lijkt, is het gemakkelijker om deze formule te verstaan als elke factor apart besproken wordt. Als je de opbouw van de liftformule begrijpt, wordt de studie van de helikopteraërodynamica aanzienlijk eenvoudiger. Als je de liftformule niet begrijpt is het vrijwel onmogelijk om de complexiteit van een helikoptervlucht te vatten.

Cl stelt de liftcoëfficiënt voor. Eenvoudig gezegd stelt deze factor de mogelijkheid van een voorwerp om een luchtstroom af te buigen voor. Beschouw een stoel, een boek, een kubus en een vleugelprofiel. Ze bezitten allemaal de mogelijkheid om lucht af te buigen. De meeste van deze voorwerpen volbrengen de afbuiging op een niet-efficiënte manier. De stoel zal het minst geschikte voorwerp zijn, dicht gevolgd door de kubus. Doordat deze

beide grillige en verstoorde wervelingen veroorzaken als de luchtstroom er voorbij passeert, kan de gestroomlijnde luchtstroom niet worden behouden. Het boek buigt de luchtstroom iets efficiënter af, maar ook dan verbeteren de scherpe randen van het boek de vloeiend afgebogen stroom niet. Het vleugelprofiel heeft duidelijk de beste vorm om de stroom af te buigen. Het vleugelprofiel doet zijn werk goed door de vloeiende luchtstroom minimaal te verstoren en verhoogt daarbij ook het behoud van de gestroomlijnde stroom.

**Dit illustreert dat de vorm een van de primaire factoren is die de liftcoëfficiënt bepalen.**

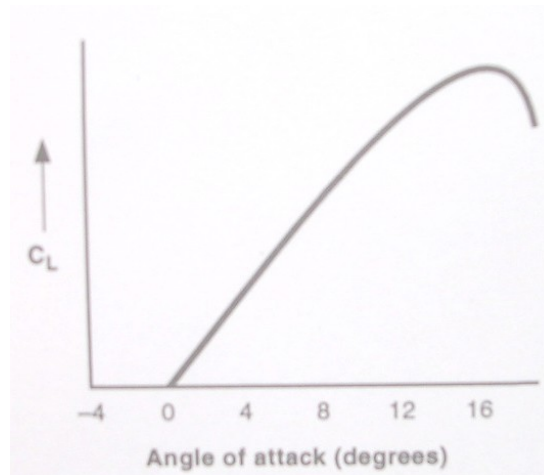
Eerder in dit hoofdstuk werd al vermeld dat een symmetrisch vleugelprofiel geen lift produceert als het in lijn met de relatieve luchtstroom wordt geplaatst. Dit wil ook zeggen dat de afbuiging aan de bovenkant van het profiel gelijk is aan de afbuiging eronder. Als een symmetrisch profiel positieve lift moet produceren, moet het de mogelijkheid hebben om de lucht boven het profiel meer af te buigen dan eronder. Dit kan bekomen worden als het profiel onder een bepaalde aanvalshoek geplaatst wordt. De hoek tussen de koorde van het profiel en de relatieve luchtstroom is de aanvalshoek (figuur 5).



**Figuur 5**

Hoe groter de aanvalshoek is, hoe groter de waarde van de liftcoëfficiënt zal zijn en hoe kleiner de aanvalshoek is, hoe minder de waarde van de liftcoëfficiënt zal zijn. Als de aanvalshoek van een symmetrisch profiel nul is, zal de waarde van de liftcoëfficiënt ook nul zijn. Het is van belang te weten dat profielen met een niet-symmetrische vorm lift kunnen produceren bij een aanvalshoek van  $0^\circ$ . Deze kunnen een liftcoëfficiënt van nul hebben bij een aanvalshoek van  $-4^\circ$ .

De curve in figuur 6 toont de waarde van de liftcoëfficiënt in functie van de verandering van aanvalshoek. De liftcoëfficiënt stijgt progressief met een constante hoeveelheid als de aanvalshoek stijgt. Er is echter een aanvalshoek waar de liftcoëfficiënt een maximum bereikt. Voorbij deze aanvalshoek daalt de liftcoëfficiënt bruusk. Deze aanvalshoek wordt de kritische aanvalshoek, of de stall aanvalshoek van het profiel genoemd. Bij deze hoek functioneert het profiel met een maximum liftcoëfficiënt of  $C_{l_{max}}$ .



**Figuur 6**

De hoofdreden van deze bruske daling van de liftcoëfficiënt achter de stall aanvalshoek is de turbulente eigenschap van de luchtstroom die dan aanwezig is doordat het profiel dan de lucht niet meer efficiënt afbuigt.

Samenvattend kunnen we zeggen dat de liftcoëfficiënt dat deel van de lift is dat de mogelijkheid van een vleugelprofiel om de lucht af te buigen, voorstelt. De liftcoëfficiënt hangt af van de vorm van het profiel en van de aanvalshoek.

### **Dynamische energie – $\frac{1}{2} \rho v^2$**

Dit deel van de liftformule vormt de dynamische energie. Liftproductie heeft een luchtstroom nodig die langs een vleugelprofiel passeert en dit betekent dat er beweging van lucht moet zijn. Wanneer er beweging is, zal er dynamische energie zijn. Er mag dus verwacht worden dat de dynamische energie in de liftformule zal voorkomen.

In de dynamische energie stelt  $\rho$  de dichtheid voor. De  $\rho$  heeft de plaats van  $m$  (massa) uit de oorspronkelijke formule van de dynamische energie ( $\frac{1}{2} m v^2$ ) ingenomen omdat de massa van lucht zijn dichtheid is. Het is belangrijk dat de dichtheid in de formule is opgenomen omdat het verwijst naar de variërende waarde ervan. De functie van de dichtheidsfactor is dat, bij een gegeven snelheid, een daling van de dichtheid voor een daling van de dynamische energie zorgt. Dit kan de hoeveelheid lift doen dalen. Daardoor zorgt vliegen op grote hoogte voor een mindere liftproductie als we alle andere factoren constant laten.  $v^2$  stelt de *true airspeed* (TAS) voor, de snelheid waarmee het rotorblad door de lucht vliegt. In helikoptertermen stelt de  $v^2$  de rotorrotatiesnelheid voor. Dit is omdat het de snelheid van de bladen is die de snelheid van de lucht die iedere sectie van een blad passeert bepaalt. Als we opnieuw alle factoren uit de liftformule constant houden zal een stijging van de  $v^2$  voor een stijging van de lift zorgen. Merk de kwadratische functie van de snelheid op. Dit betekent dat de lift varieert met het kwadraat van de snelheid. Als de snelheid bijvoorbeeld verdrievoudigt, zal er negen keer meer lift zijn, op voorwaarde natuurlijk dat we alle andere factoren uit de formule constant houden.

$S$  stelt het oppervlak van het profiel voor. Dit betekent: hoe groter het oppervlak van het profiel is, hoe meer lift er zal geproduceerd worden en hoe kleiner het oppervlak van het profiel is, hoe minder lift er zal geproduceerd worden door het vleugelprofiel. In de praktische helikopteraërodynamica mag  $S$  beschouwd worden als een constante omdat een gegeven rotorblad niet kan vergroten, in tegenstelling tot een vleugel die zijn oppervlak wel kan vergroten m.b.v. flaps aan de leading edge.

### 2.1.3 Samenvatting

Lift, zoals voorgesteld door de liftformule  $C_l \frac{1}{2} \rho v^2 S$ , wordt beïnvloed door tal van factoren. Om lift te produceren heb je een voorwerp nodig dat lucht kan afbuigen op een zo vloeiend mogelijke manier. Het voorwerp moet bewegen door lucht met een bepaalde dichtheid, het moet met een bepaalde snelheid door die lucht bewegen en het oppervlak van het voorwerp moet van een bepaalde grootte zijn.

Het zou verkeerd zijn om aan te nemen dat door het veranderen van één factor uit de liftformule de totale hoeveelheid lift in dezelfde hoeveelheid zal veranderen. Dit is niet altijd waar. Bijvoorbeeld wanneer je de liftcoëfficiënt van een profiel verhoogt, maar tegelijkertijd de  $v^2$  doet dalen, dan zal de totale lift waarschijnlijk dalen. Een verandering van één van de factoren uit de liftformule zorgt alleen voor een overeenkomstige verandering in lift als de andere factoren ongewijzigd blijven.

### 2.1.4 Drukpunt (figuur 7)

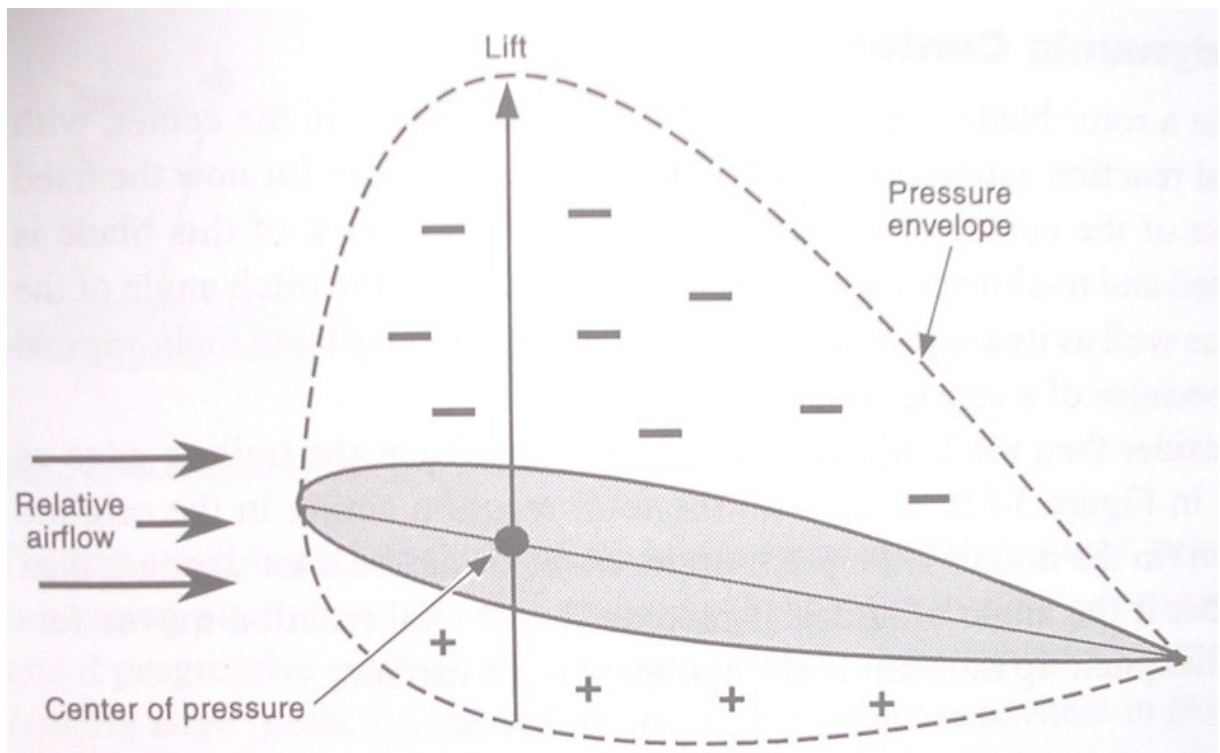
Het drukpunt is voor lift wat het zwaartepunt voor gewicht is.

**Het zwaartepunt van een voorwerp mag gedefinieerd worden als het punt waardoor alle krachten lopen. Daaruit volgt dat het drukpunt gedefinieerd mag worden als het punt waardoor alle aërodynamische krachten lopen.**

Omdat deze aërodynamische krachten lift en weerstand zijn (gecombineerd in de totale reactie) is het correct om te zeggen dat het drukpunt het punt is waar de vector van lift doorheen loopt.

De positie van het drukpunt en de beweging ervan hangt af van de vorm van het profiel en van de aanvalshoek ervan. Deze twee factoren bepalen hoe de relatieve luchtstroom rond het profiel afgebogen wordt en dat betekent dat deze factoren de verdeling van de druk rond het profiel bepalen.

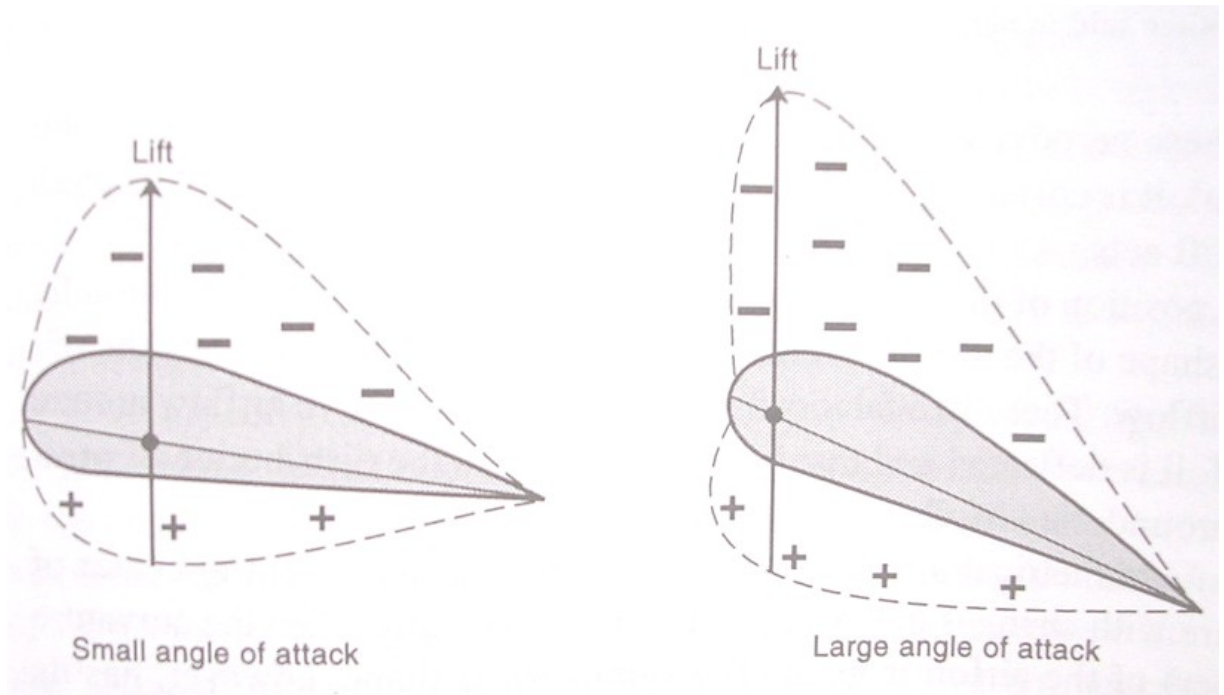
Niet-symmetrische vleugelprofielen laten aanzienlijke bewegingen van het drukpunt door verandering van de aanvalshoek toe, zeker wanneer de camber (zie figuur 1) van het profiel groot is. De symmetrische vorm heeft een min of meer vast drukpunt.



**Figuur 7**

Constructeurs van helikopterbladen ontwerpen nu bladen met symmetrische vorm en met niet-symmetrische vorm. Hoewel de symmetrische vorm het voordeel heeft dat het profiel een vast drukpunt heeft, produceert het symmetrisch profiel niet zo'n goede lift omdat de liftcoëfficiënt ervan niet hoog is. De invoering van materialen die goed bestand zijn tegen hoge spanningen heeft geresulteerd in het gebruik van niet-symmetrische profielen. Staartrotorbladen die meer spanningen en momenten kunnen opvangen, zijn meestal niet-symmetrische profielen.

Het drukpunt in niet-symmetrische profielen beweegt naar voor als de aanvalshoek vergroot (figuur 8) en als de aanvalshoek vermindert, beweegt het drukpunt naar achter. Beide bewegingen vinden plaats op de koorde die de rechte lijn is, die de leading edge verbindt met de trailing edge van het vleugelprofiel. Het is afgesproken dat een voorwaartse beweging van het drukpunt verwijst naar een labiele beweging, terwijl een achterwaartse beweging van het drukpunt verwijst naar een stabiele beweging.



Figuur 8

## 2.2 Weerstand

### 2.2.1 De weerstandsformule.

Weerstand – in zijn breedste betekenis – is verzet tegen beweging. Het wordt als volgt geformuleerd:

$$D = Cd \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 S$$

Deze formule ziet er minder complex uit dan de formule van ‘lift’ omdat de meeste componenten nu wel bekend zouden moeten zijn.

$C_d$  staat voor weerstandscoefficiënt wat de mogelijkheid van een voorwerp is om een vloeistroom (gas of vloeistoffen) te verstoren betekent. Veronderstel bijvoorbeeld een kubus. Een kubus heeft veel rechte hoeken en als hij geplaatst wordt in een luchtstroom is hij de oorzaak van wervelende lucht er rond. De impact van de lucht op het frontale vlak en de werveling rond de zijden en de achterkant van de kubus komt in botsing met de vloeïende stroom.

Vergelijk de kubus nu met een bal waar lucht over stroomt. De gebogen vorm van de bal elimineert de wervelingen van de lucht rond de scherpe kanten van de kubus. Diezelfde ronde vorm vermindert ook de frontale verstoringen.

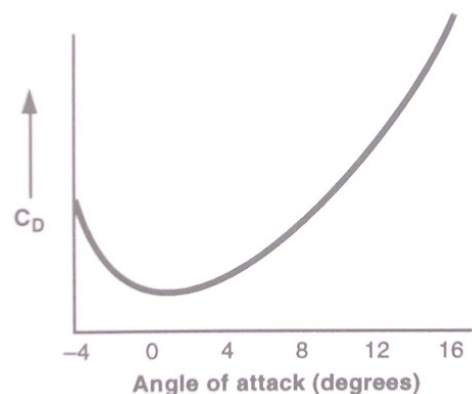
De invloed van de kubus en de bal op de vloeïende stroom wordt veroorzaakt door hun vorm, maar niet door hun grootte. Of een kubus of een bal nu groot of klein is, het is de vormfactor van de weerstandscoefficiënt die de hoeveelheid invloed bepaalt op de vloeïende stroom.

De hoek waaronder een voorwerp is geplaatst ten opzichte van een luchtstroom zal ook de weerstandscoefficiënt bepalen. Een dun boek, geplaatst onder een hoek van  $0^\circ$  ten opzichte van een stroom, heeft maar een klein effect op een laminaire stroom, maar als het boek rechtop is geplaatst onder een grotere hoek, is zijn invloed veel groter.

Op die manier beschrijft de weerstandscoefficiënt de mate waarin een voorwerp een luchtstroom kan verstoren, en de mate van verstoring is afhankelijk van de vorm van een voorwerp en de hoek waaronder het zich ten opzichte van een stroom bevindt. Ook de liftcoefficient varieert volgens dezelfde criteria.

In vergelijking met de bovenvermelde voorwerpen heeft een vleugelprofiel een erg kleine invloed op een laminaire luchtstroom. Daarom is de weerstandscoefficiënt van een vleugelprofiel relatief klein. Dit wil natuurlijk niet zeggen dat de totale weerstand van een vleugelprofiel klein is want de weerstand hangt ook af van andere componenten uit de weerstandsformule.

Net zoals de liftcoefficient – curve uit het vorige hoofdstuk, is het mogelijk om een weerstandscoefficiënt – curve (figuur) te tekenen die de hoeveelheid weerstand voor een gegeven vorm (nemen we een symmetrisch vleugelprofiel van een helikopter) als zijn aanvalshoek wijzigt



Figuur 1

weergeeft. Als het vleugelprofiel onder een hoek van  $0^\circ$  staat, is het is de invloed op een laminaire luchtstroom (zijn weerstandscoëfficiënt) het laagst. De aanvalshoeken aan elke kant van  $0^\circ$  tonen een stijging van de weerstandscoëfficiënt.

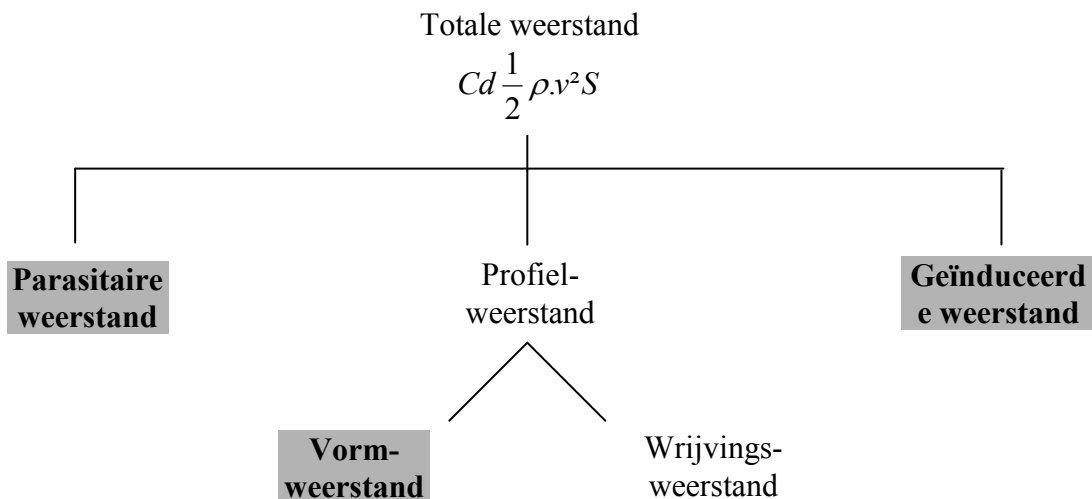
$\frac{1}{2} \rho \cdot v^2$  stelt opnieuw de dynamische energie voor. Veronderstellen we dat alle andere factoren constant blijven, dan veroorzaakt een daling in  $\rho$  (dichtheid) een daling van de dynamische energie. Bijgevolg vermindert de weerstand als een helikopter stijgt omdat de dichtheid vermindert in de hoogte. Anderzijds zorgt een stijging in snelheid voor een stijging van de dynamische energie en daardoor ook van de weerstand. Hou daarbij de kwadratische functie in gedachte. Een verviervoudiging van de snelheid zorgt voor een zestien keer grotere weerstand. Bij deze voorbeelden wordt verondersteld dat de andere factoren van de weerstandsformule constant blijven, wat in werkelijkheid niet het geval is.

S stelt opnieuw het oppervlak van het vleugelprofiel voor. Hoe groter het vleugeloppervlak, hoe groter de weerstand zal zijn.

De weerstandsformule, net als de liftformule, toont aan dat de weerstand een combinatie is van verschillende factoren die samen voor de totale weerstand van een voorwerp zorgen. Door enkel 1 component van de formule te veranderen zal je niet noodzakelijk de totale weerstand veranderen, het hangt af van wat er gebeurt met de overblijvende factoren van de formule.

### 2.2.2 Weerstandstypes

Weerstand is een combinatie van drie types weerstand: parasitaire weerstand, profielweerstand en geïnduceerde weerstand.





### 2.2.3 Parasitaire weerstand

Vliegtuigonderdelen worden onderverdeeld in 2 hoofdcategorieën, we hebben de delen die voor lift zorgen en delen die niet zorgen voor lift. Bij helikopters zit de rotor in de eerste categorie terwijl al de andere delen zoals de cabine, het landingsgestel en de staart in de tweede categorie zitten. Alle delen die in de tweede categorie zitten ondervinden parasitaire weerstand. Sommige delen van een helikopter uit de tweede categorie kunnen toch bijdragen tot de lift. Bijvoorbeeld kan de vorm van de cabine zo zijn dat er lift geproduceerd wordt bij voorwaartse vlucht, maar de hoeveelheid van die geproduceerde lift is zo klein dat het verwaarloosbaar is tegenover de grotere parasitaire weerstand.

De hoofdgedachte van parasitaire weerstand is dat het varieert met  $v^2$ . Hoe groter de snelheid waarmee het toestel vliegt, hoe groter de parasitaire weerstand zal zijn. Hou opnieuw de kwadratische functie in het achterhoofd, een verdrievoudiging in snelheid zorgt voor een negen keer grotere parasitaire weerstand.

Omdat er grote motorkracht nodig is om de parasitaire weerstand te overwinnen is het nodig dat de parasitaire weerstand op een absoluut minimum gehouden wordt. Dit wordt bereikt door al de componenten die geen lift veroorzaken, te vormen zodat hun weerstandscoefficiënt zo laag mogelijk is. Door de romp, het landingsgestel, de antennes en nog een hoop andere componenten zo te vormen dat ze aërodynamisch proper zijn, wordt er minder vermogen verspild aan de totale weerstand van dit deel van het toestel.

De rotorkop, waaraan de bladen bevestigd zijn, draagt ook bij tot de parasitaire weerstand; ook al is het een deel van de rotor, het deel dat lift produceert. Sommige constructeurs gaan heel ver in het stroomlijnen van de rotorkop. Een goed voorbeeld daarvan is de koepelvormige schotel over de rotorkop van de Hughes 500 helikopter.

Als parasitaire weerstand alle weerstand bevat van de delen die geen lift veroorzaken, dan volgt daaruit dat de andere twee weerstanden, profiel- en geïnduceerde weerstand, gekoppeld moeten worden aan het rotorsysteem.

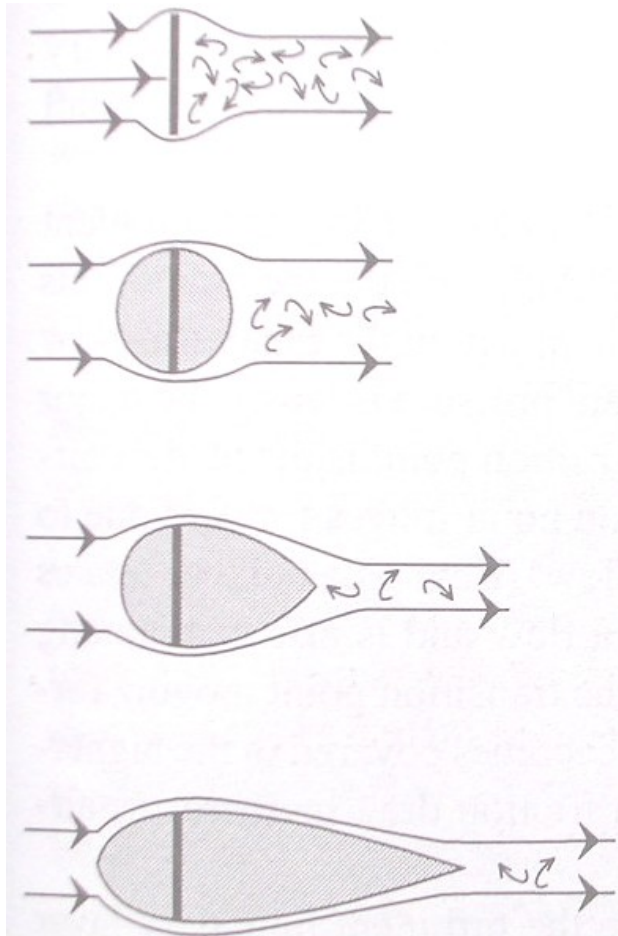
### 2.2.4 Profielweerstand

Profielweerstand wordt gevormd door vormweerstand en wrijvingsweerstand.

Vormweerstand is de weerstand die voorkomt aan de voor- en achterkant van de rotorbladen, terwijl wrijvingsweerstand de vertraging van de luchtstroom in de heel korte nabijheid van het vleugeloppervlak (de grenslaag) in acht neemt.

## 2.2.5 Vormweerstand

Als een plaat rechtop tegen een luchtstroom is geplaatst (figuur 1) wordt een groot deel van de weerstand veroorzaakt door de impact van de stroom tegen het frontaal oppervlak, terwijl er achter de plaat een soort van zuiging ontstaat. Weerstand veroorzaakt op die manier, wordt vormweerstand genoemd en kan verminderd worden door de delen te gaan afronden. Door het gebied voor de plaat te bedekken met een gebogen leading edge en door het vastmaken van een wigvormige trailing edge aan de achterkant van de plaat, zoals in figuur 1, wordt de vormweerstand sterk verminderd.



**Figuur 2**

van de vlakke plaat.

A. Een vlakke plaat veroorzaakt veel impact weerstand aan de voorkant en veel turbulentie aan de achterzijde.

B. De bol vermindert de frontale impact en er is minder turbulentie aan de achterkant. Hierdoor wordt de vormweerstand met ongeveer 50% verminderd in vergelijking met de vlakke plaat.

C. Een waterdruppelvorm met een maximum dikte op 1:4 van de lengte vermindert de turbulentie aan de achterkant. De vormweerstand vermindert tot nog 10% van de vlakke plaat.

D. Een symmetrisch vleugelprofiel zorgt voor een sterke vermindering van de weerstand door de impact en veroorzaakt veel minder turbulentie achter het profiel. Hierbij is de vormweerstand teruggebracht tot nog maar 5% van die

Voor een gegeven vleugelprofiel is de hoeveelheid vormweerstand die geproduceerd wordt proportioneel met  $v^2$ . Dus hoe hoger de snelheid van de luchtstroom, hoe groter de vormweerstand zal zijn.

## 2.2.6 Wrijvingsweerstand

Wanneer er een luchtstroom over een voorwerp passeert, staan de luchtmoleculen bijna stil ten opzichte van het oppervlak van het voorwerp. De moleculen in de bovenliggende lagen bewegen met een steeds grotere snelheid tot op het ogenblik dat de buitenste moleculen met de snelheid van de vrije luchtstroom bewegen. Zo wordt er een laag gevormd tussen het oppervlak van het voorwerp en de vrije luchtstroom. Deze laag wordt de grenslaag genoemd. In deze laag veroorzaakt de beweging van die moleculen wrijving, dit is de oorzaak van de wrijvingsweerstand.

Er zijn twee types van grenslagen, er is het laminaire type en het turbulente type. Het laminaire type kan enkel gevonden worden in een gebied waar er een drukstijging is. Het laminaire type kan dus beginnen aan de leading edge van het vleugelprofiel, maar het kan niet verder doordringen dan het punt waar een maximum afbuiging van de luchtstroom voorkomt (en waar een minimum druk is).

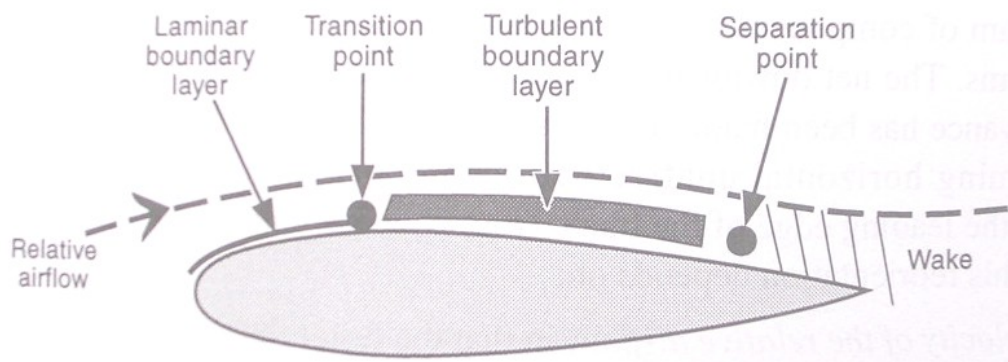
De laminaire grenslaag bestaat uit heel dunne lagen van luchtmoleculen die over elkaar schuiven. Deze laag is normaal erg dun en veroorzaakt weinig wrijvingsweerstand. Deze laag is erg broos. Bijgevolg kan zelfs een klein stofje of stukje ijs op het vleugelprofiel ervoor zorgen dat de laminaire stroom verbroken wordt tot een turbulente stroom of dat de stroom zichzelf afscheidt van het profiel.

De turbulente grenslaag bestaat uit draaiende en verstoorde luchtmoleculen. Deze laag is veel dikker dan zijn laminaire tegenhanger en produceert veel meer wrijvingsweerstand.

Een goede eigenschap van de turbulente grenslaag is dat deze de mogelijkheid bezit te blijven vasthangen aan de oppervlakte van het vleugelprofiel, zelf als er stof op zit.

Het punt waar de laminaire grenslaag verandert in een turbulente grenslaag noemt men het overgangspunt (transition point). Hoewel de locatie van dit punt gedeeltelijk is bepaald door de helling waaronder de relatieve luchtstroom vloeit, is de hoofdfactor die de positie van het overgangspunt bepaalt de snelheid van de bladen. Als de snelheid stijgt beweegt het punt voorwaarts met als gevolg een stijging van het Reynoldsnummer van de stroom (het Reynoldsnummer brengt de inertiekrachten in verband met de kleefkrachten in een stroom en wordt o.a. bepaald door de snelheid). Als het overgangspunt voorwaarts beweegt in functie van de toename van de snelheid dan is een groter gebied van de bladen overtrokken door de turbulente grenslaag. Hieruit volgt dat de wrijvingsweerstand toeneemt als de snelheid toeneemt en omgekeerd.

Het scheidingspunt (separation point) is het punt waar de turbulente grenslaag dikker wordt en zich afscheidt van het vleugelprofiel en waar het zog begint. Het zog is vergelijkbaar met het verstoorde water achter een boot.



**Figuur 3**

Er zijn drie hoofdfactoren die de hoeveelheid wrijvingsweerstand bepalen:

- **Oppervlakte ruwheid:** hoe ruwer het oppervlak van een vleugelprofiel, hoe dikker de laag en hoe groter de wrijvingsweerstand zal zijn;
- **vorm van het profiel:** hoe verder het punt van maximum dikte van het profiel verwijderd is, hoe minder de wrijvingsweerstand zal zijn;
- **snelheid:** hoe sneller lucht langs een rotorblad passeert, hoe groter de wrijvingsweerstand zal zijn.

Het oppervlak van een rotorblad moet vloeiend en glad zijn om de wrijvingsweerstand zo laag mogelijk te houden. Wrijvingsweerstand is een serieus gevaar bij helikopters omdat de motorkracht die nodig is om de wrijvingsweerstand te overwinnen heel hoog kan zijn. Bijvoorbeeld kan stof en dergelijke aan de rotorbladen kleven en tot gevolg hebben dat een vlucht onmogelijk wordt. De rotorbladen moeten op regelmatige tijdstippen geïnduceerd worden zodat deze niet bedekt kunnen zijn door onzuiverheden.

Zoals eerder vermeld vormen vormweerstand en wrijvingsweerstand samen de profielweerstand, welke in directe verhouding staat met  $v^2$ . Aangezien dat  $v^2$  verwijst naar de rotatiesnelheid van bladen en aangezien dat deze rotatiesnelheid min of meer constant is, is de profielweerstand ook min of meer constant. De profielweerstand dicht bij de rotorkop is minder dan die aan de tip van de bladen omdat de rotatiesnelheid dicht bij de rotorkop kleiner is dan die aan de tip.

### 2.2.7 Geïnduceerde weerstand.

Het vorige hoofdstuk legde uit dat liftproductie een gevolg is van drukverschillen tussen de lucht boven en de lucht onder het profiel. De neerwaartse afbuiging veroorzaakt door het profiel, heeft een fundamentele invloed op de geïnduceerde weerstand. Dit is de weerstand die gepaard gaat met de liftproductie.

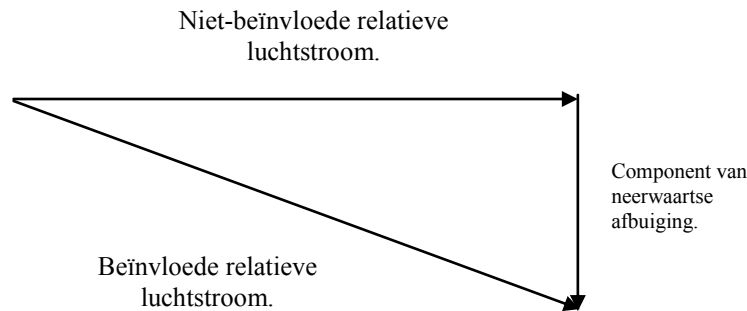
Stel je een vleugelprofiel voor onder een bepaalde aanvalshoek en zich horizontaal door de lucht beweegt (figuur 4). De snelheid blijft wel subsonisch. De neerwaartse afbuiging achter de trailing edge beïnvloedt de manier waarop de luchtstroom de leading edge nadert. Hoe groter de neerwaartse afbuiging achter de trailing edge is, van hoe hoger de naderende lucht de leading edge zal naderen.



**Figuur 4**

Het diagram van krachtencomponenten in figuur 5 legt dit gedrag in simpele termen uit. De neerwaartse afbuiging beïnvloedt de naderende horizontale, niet-beïnvloede relatieve luchtstroom en zorgt ervoor dat het de leading edge benadert van boven de beïnvloede relatieve luchtstroom. Deze heroriëntatie hangt af van:

- 1) **De snelheid van de relatieve luchtstroom.** Hoe sneller de luchtstroom, hoe langer de vector van de niet-beïnvloede stroom zal zijn en hoe kleiner het effect van de neerwaartse buiging zal zijn op de naderende relatieve luchtstroom.
- 2) **De hoeveelheid van de neerwaartse afbuiging.** Hoe sterker de afbuiging, hoe groter de naar onder gerichte vector zal zijn en hoe groter het effect op de naderende luchtstroom zal zijn.



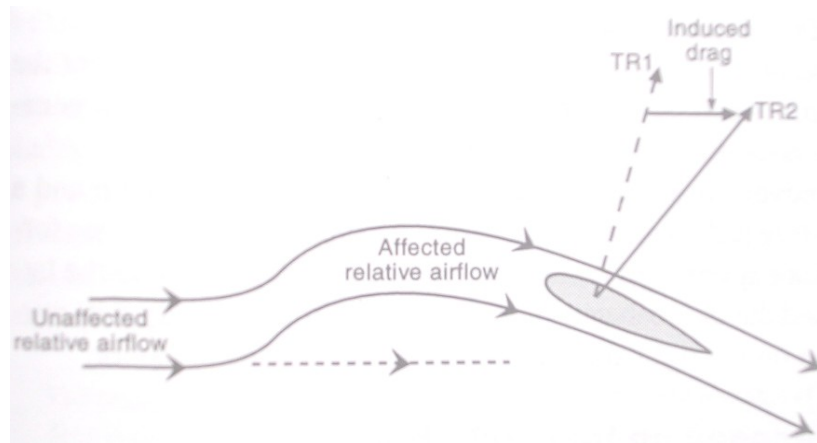
**Figuur 5**

De snelheid van de relatieve luchtstroom verwijst naar het rotortoerental en het effect van de snelheid van de relatieve luchtstroom in termen van geïnduceerde weerstand is van minder belang, aangezien het rotortoerental min of meer constant is. Hetzelfde kan niet gezegd worden over de hoeveelheid van neerwaartse afbuiging. De neerwaartse afbuiging die veroorzaakt wordt door een rotorblad bij een gegeven rotatiesnelheid, wordt direct bepaald door de aanvalshoek. Hoe groter de aanvalshoek, hoe groter de resulterende afbuiging zal zijn.

Een sterkere neerwaartse afbuiging, geproduceerd door een hogere liftcoëfficiënt, zorgt voor een sterker geïnduceerde stroom. Het tegengestelde wordt evengoed toegepast: hoe minder de liftcoëfficiënt (kleinere aanvalshoek), hoe zwakker de afbuiging en hoe zwakker de geïnduceerde stroom zal zijn. De geïnduceerde stroom is nodig voor de productie van de krachten die zorgen voor het overwinnen van het gewicht.

Op figuur 5 kunnen we zien dat de neerwaartse afbuiging de naderende relatieve luchtstroom heroriënteert ten opzichte van de leading edge van de rotorbladen. Het doet de stroom van hoger komen waardoor er een beïnvloede luchtstroom ontstaat. Hoe groter de liftcoëfficiënt (hoe sterker de afbuiging), hoe hoger de richting van waaruit de relatieve luchtstroom het profiel raakt.

Bekijk dan de naderende luchtstroom vanuit twee standpunten, de niet-beïnvloede luchtstroom en de beïnvloede luchtstroom (figuur 6). Het diagram overdrijft de afstand waar de relatieve luchtstroom zichzelf heroriënteert t.o.v. het profiel.



**Figuur 6**

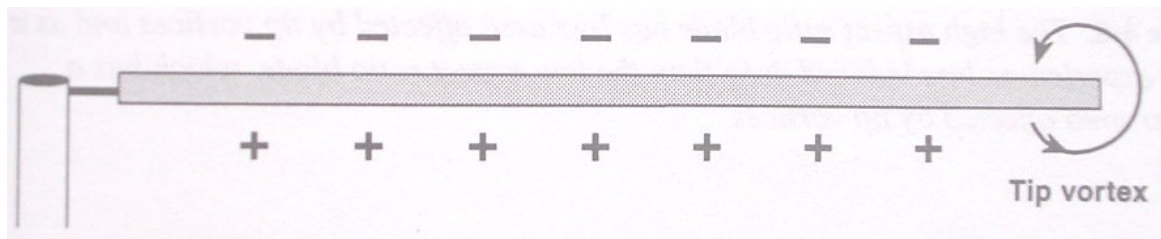
TR1 is de totale reactie die in verband staat met de niet-beïnvloede relatieve stroom. TR1 is meer verticaal dan TR2, die de totale reactie is die resulteert uit de werkelijke, beïnvloede luchtstroom. De waarde van de vector tussen deze twee totale reacties stelt de hoeveelheid geïnduceerde weerstand voor. De geïnduceerde weerstand die zo wordt voorgesteld, wordt volledig bepaald door de hoek van de afbuiging achter het rotorblad. Als de afbuiging sterker is helt TR2 verder naar achter en als ze zwakker, is helt ze dichterbij TR1. Aangezien de afbuiging een gevolg is van de geproduceerde lift, volgt daaruit dat hoe groter de hoeveelheid lift is, hoe groter de geïnduceerde weerstand wordt ervaren. Een rotorprofiel kan in het algemeen zijn hoeveelheid lift verhogen ( $CL \frac{1}{2} \rho V^2 S$ ) alleen maar door zijn liftcoëfficiënt te verhogen omdat  $v^2$  min of meer een constante is en  $\frac{1}{2}$ ,  $\rho$  en  $S$  ook.

Zo zorgt een stijging in liftcoëfficiënt voor een stijging van de geïnduceerde weerstand en een daling van de liftcoëfficiënt zal de geïnduceerde weerstand doen dalen.

### 2.2.8 Tipwervelingen.

We weten als er lift geproduceerd wordt dat dit is door een drukverschil tussen de lucht boven het profiel en de lucht eronder. De natuur verlangt dat wanneer er een drukverschil is dat een drukgradiënt dan zal proberen om de lucht te dwingen van het gebied van hoge druk naar een gebied van lage druk te gaan.

In het geval van een helikopterblad heeft de lucht met hoge druk onderaan de neiging om naar de lucht met hoge druk bovenaan het blad te gaan. Dit kan in het algemeen enkel gebeuren aan de tip van de bladen. Figuur 7 toont hoe deze beweging een circulatie rond de tip veroorzaakt, dit is toe te schrijven aan de tipwervelingen. De opwaartse component van de werveling ligt buiten de spanwijdte van het blad; het heeft geen invloed op het gedrag van de relatieve luchtstroom naar het blad toe. De neerwaartse component van de werveling verschijnt achter het blad, maar binnen de spanwijdte. Het effect daarvan is een vergroting van de neerwaartse afbuiging. Op die manier moet de tipwerveling, door een stijging van de afbuiging achter het blad, ook een stijging van de geïnduceerde weerstand veroorzaken.



**Figuur 7**

De intensiteit van de tipwervelingen reageert op de liftproductie. Dit wil zeggen hoe groter de aanvalshoek, hoe groter de liftcoëfficiënt, hoe sterker het effect van de tipwervelingen en hoe groter de hoeveelheid geïnduceerde weerstand zal zijn. Tipwervelingen vormen een belangrijk deel van de geïnduceerde weerstand.

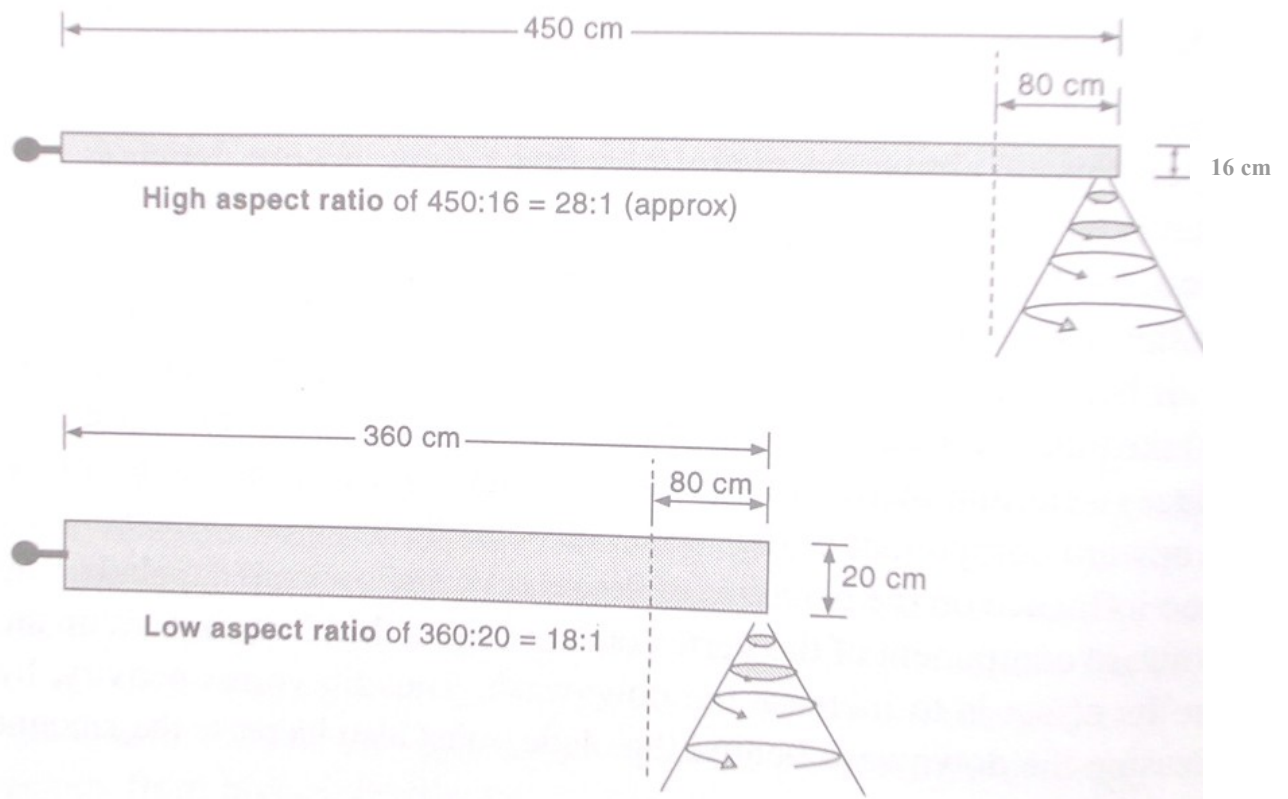
Tijdens het horizontaal blijven hangen van een helikopter, volgen tipwervelingen de weg van elk blad en een spiraalvormig patroon van verstoorde, wervelende lucht verschijnt. Als de helikopter voorwaarts beweegt met een stijgende snelheid, worden de tipwervelingen beperkt tot enkel bij de achterste vleugeltips. De schijf gedraagt zich meer als een vaste vorm, de schijf verliest zijn wervelingen van de tips aan de rechter- en de linkerkant, net zoals bij vaste vleugels.

### 2.2.9 Effect van snelheid op geïnduceerde weerstand.

Aangezien geïnduceerde weerstand proportioneel is met de geïnduceerde stroom en een geïnduceerde stroom daalt als het toestel sneller gaat vliegen, volgt daaruit dat de geïnduceerde weerstand vermindert met de snelheid. Stel een helikopter voor die horizontaal ter plaatse blijft hangen waardoor alle geïnduceerde stroom verticaal door de schijf komt. Als er een sterke wind is, zal een deel van de neerwaarts gerichte geïnduceerde stroom horizontaal geblazen worden, wat ervoor zal zorgen dat er minder wind verticaal door de schijf zal vloeien. Voorwaartse snelheid heeft hetzelfde effect als de wind op de geïnduceerde stroom. Hoe sneller de helikopter zich voorwaarts verplaatst, hoe minder de geïnduceerde stroom zal zijn en daardoor ook hoe minder de geïnduceerde weerstand zal zijn.

### 2.2.10 Effect van de aspectverhouding.

Aspectverhouding is de verhouding van de spanwijdte van het blad tot zijn koorde. Typische verhoudingen van lichte helikopterbladen zijn ongeveer 30:1. Bijvoorbeeld, een blad mag een lengte van 450 cm hebben en een koorde van 15 cm. De aspectverhouding van een blad hangt voor een groot deel af van de geïnduceerde weerstand geproduceerd door de tipwervelingen.



**Figuur 8**

Figuur 8 vergelijkt twee bladen met hetzelfde oppervlak. Een heeft een grotere spanwijdte en een kleinere koorde, dus een hoge aspectverhouding. De andere heeft een kleinere spanwijdte, een grotere koorde en dus een lagere aspectverhouding. De tipwervelingen die bij deze bladen veroorzaakt worden, zijn niet erg verschillend in grootte omdat beide bladen ongeveer dezelfde hoeveelheid lift produceren. Het blad met de hoge aspectverhouding heeft een kleiner oppervlak die beïnvloed wordt door de tipwervelingen. Het blad ondervindt daardoor minder geïnduceerde weerstand dan het blad met de lage aspectverhouding. Dit blad heeft een groter oppervlak dat beïnvloed wordt door de tipwervelingen. Bijgevolg:

Hoe hoger de aspectverhouding van een blad, hoe kleiner de hoeveelheid van de geïnduceerde weerstand zal zijn.

Om de geïnduceerde weerstand op een absoluut minimum te houden proberen ontwerpers van rotorbladen een zo lang mogelijk blad te ontwerpen. In het verleden heeft de materiaalsterkte de ontwerpers gelimiteerd in hun onderzoek om bladen te maken met hoge aspectverhoudingen, maar nieuwe, sterkere, lichtere metalen en samengestelde materialen kunnen deze ontwerplimiteringen wegwerken.

### 2.2.11 Methodes om de geïnduceerde weerstand te verkleinen.

#### **Wash – out.**

Grote aanvalshoeken bij een gegeven rotorrotatiesnelheid produceren een hoge liftcoëfficiëntswaarde, wat resulteert in grote drukverschillen tussen de lucht boven het profiel en de lucht onder het profiel. Als er een grote hoeveelheid geïnduceerde weerstand geproduceerd wordt naast de vleugeltip door de tipwervelingen, zou het verminderen van de

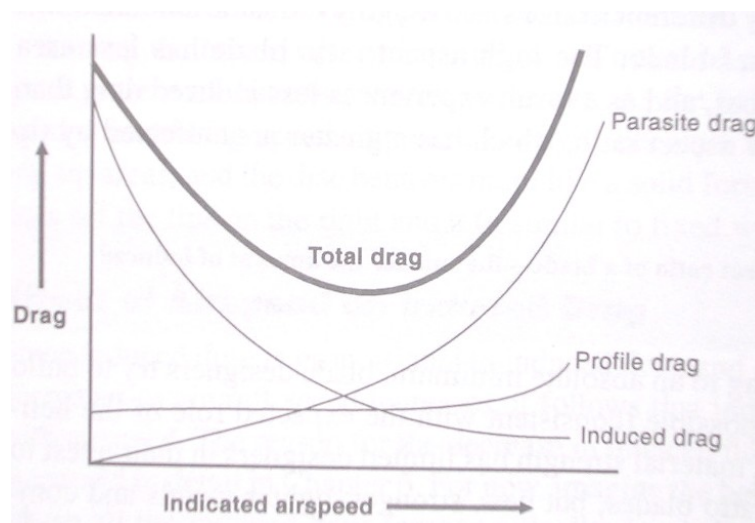


liftcoëfficiënt in dit gebied moeten leiden tot een vermindering van geïnduceerde weerstand. Wash-out is het structurele ontwerp van een rotorblad dat de liftcoëfficiënt vermindert aan de tippen van de vleugels. Wash-out is in feite de vermindering in hoek van het profiel van de bladwortel tot aan de tip (in het blad ingewerkt tijdens de productie). Het effect van wash-out is een vermindering van de aanvalshoek (en daardoor een vermindering van  $C_L$ ) van het bladgedeelte in de buurt van de tip en dit vergeleken met de aanvalshoek aan de bladwortel.

Het wash-out ontwerp is ook te vinden bij profielen om de liftproductie zo gelijk mogelijk te verdelen over het blad van wortel tot tip.

## 2.2.12 Curve voor de totale weerstand.

Wanneer de drie weerstandstypes getekend worden tegenover de aangegeven snelheid van de helikopter verkrijgen we een curve die ons de totale weerstand toont (figuur 9).



**Figuur 9**

Parasitaire weerstand wordt gelijkgesteld aan nul bij een snelheid van nul km/u. Dit negeert de mogelijke weerstand veroorzaakt door de afbuiging van de rotor op de top van de romp tijdens het stil blijven hangen van de helikopter, aangezien zo'n weerstand in acht genomen wordt als onbeduidend. Als de snelheid stijgt, zal de parasitaire weerstand stijgen met het kwadraat van de snelheid. Daardoor stijgt de curve van parasitaire weerstand zeer snel als de snelheid van het toestel stijgt.

Profielweerstand, verwijzend naar de rotorbladen, wordt hoofdzakelijk beïnvloed door de rotorrotatiesnelheid omdat dit de snelheid van de stroom die de bladen passeert, bepaalt. Hoewel de snelheid van het toestel in voorwaartse vlucht wordt opgeteld bij de snelheid van het voorwaarts draaiende rotorblad, gebeurt het omgekeerde met de snelheid van het achterwaarts draaiende rotorblad. Het effect is dat bij lage snelheid het voordeel op een blad opgeheven wordt door het verlies op het andere blad. De  $v^2$ -factor wordt echter aanzienlijk effectiever op het voorwaarts draaiende rotorblad bij een hogere snelheid en daardoor stijgt min of meer de geïnduceerde weerstand op het ogenblik dat deze hogere snelheden van het toestel zijn bereikt.

Daardoor is de curve van de profielweerstand eerst ongeveer horizontaal, maar de curve stijgt als middelmatige snelheden zijn bereikt en worden overschreden.

Geïnduceerde weerstand vermindert als de snelheid van het toestel stijgt. Zo is deze curve hoog bij stilhangen en naarmate de snelheid stijgt, daalt de curve. Doordat er bij elke

snelheid liftproductie is, zal de curve voor geïnduceerde weerstand nooit tot nul dalen. De totale weerstand is de som van alle weerstanden die op de tekening staan. Merk op dat de curve van de totale weerstand U-vormig is. De minimale totale weerstand is daardoor te vinden bij een snelheid die er tussenin ligt.

Door de vorm van de curve van totale weerstand is het onmogelijk uit te maken hoe de totale weerstand zich gedraagt bij verandering van de snelheid, behalve dat er een bereik van snelheden is uitgestippeld. Bijvoorbeeld, een bepaalde curve kan enkel een daling in totale weerstand voorspellen als de snelheid van laag naar middelmatig gaat, wat overeenkomt met het snelheidsbereik waar de U-vorm van de curve daalt.

Het laagste punt van de curve van totale weerstand komt niet overeen met het laagste punt van de curve van de weerstandscoefficiënt. Dit benadrukt het feit dat de weerstandscoefficiënt alleen maar een deel is van de totale weerstand.

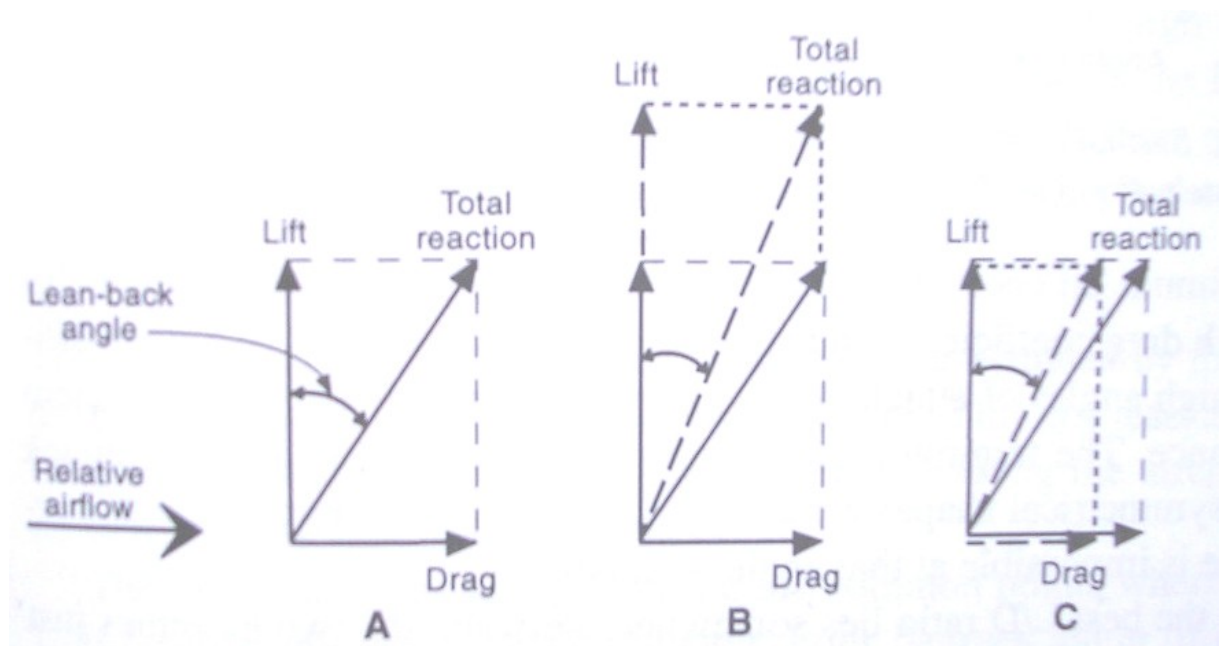
### 2.2.13 Besluit

De krachten van de weerstand moeten worden overwonnen om er zeker van te zijn dat de rotor op een bevredigend toerental blijft en om er zeker van te zijn dat de voorwaartse snelheid van de helikopter wordt onderhouden. In een vlucht met normaal vermogen wordt het vermogen van de motor gebruikt om de effecten van de totale weerstand te overwinnen.

## 2.3 Lift / weerstand verhouding.

Heel wat principes in de aërodynamica zijn fundamenteel om te kunnen vliegen. De lift/weerstand verhouding, zeker bij helikopteraërodynamica, is een van die principes. De totale reactie is de resultante van twee krachtcomponenten, lift en weerstand. De grootte van deze twee componenten en hun verhouding bepaalt de lengte van de totale reactie en zijn oriëntatie.

Beschouw figuur 1. Een gegeven totale reactie zal weg van de verticale hellen (figuur 1 A) door een zekere hoeveelheid lift en weerstand. Als de lift is gestegen terwijl de weerstand constant is gebleven (zoals in B), dan zal de totale reactie dichterbij de verticale hellen. Als de weerstand is verminderd terwijl de lift constant blijft (zoals in C), zal de totale reactie ook dichterbij de verticale hellen. In beide gevallen geldt: hoe groter de lift en/of hoe kleiner de weerstand (verhoogde lift / weerstand verhouding), hoe meer de totale reactie naar de verticale zal hellen.



**Figuur 1**

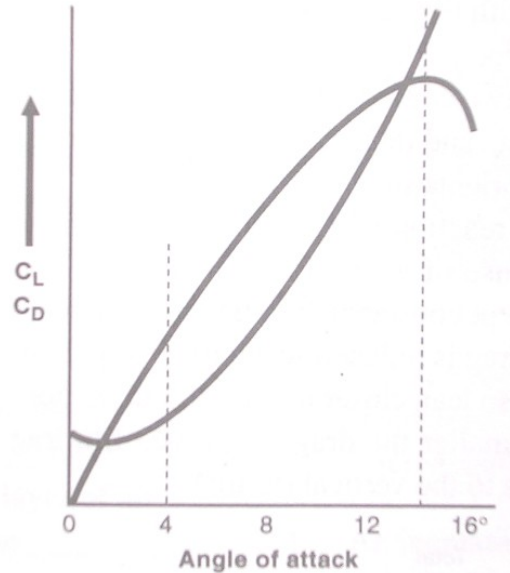
Omwille van de efficiëntie moet een gegeven totale reactie zo dicht mogelijk naar de verticale hellen zodat het de grootste waarde van lift bepaalt voor de kleinste waarde van weerstand. Het moet wel opgemerkt worden dat weerstand altijd aanwezig is in bepaalde mate. Daardoor is het onmogelijk voor de totale reactie om samen te vallen met de liftcomponent of om haaks op de relatieve luchtstroom te reageren.

Het hoekverschil tussen lift en totale reactie is bepaald door de verhouding tussen lift en weerstand, de lift / weerstand verhouding. De gemeenschappelijke factoren in de lift – en weerstandformules heffen elkaar op wat ons toelaat om de lift / weerstand verhouding te definiëren als de liftcoëfficiënt / weerstandscoëfficiënt verhouding ( $C_L / C_D$  verhouding). Met andere woorden, lift staat in verband met weerstand zoals de liftcoëfficiënt in verband staat met de weerstandscoëfficiënt.

De liftcoëfficiënt en de weerstandscoëfficiënt zijn een gevolg van slechts twee factoren: de vorm van het profiel en de aanvalshoek. De lift / weerstand verhouding van een gegeven profiel is daardoor bepaald door de aanvalshoek en is een fundamenteel principe.

### 2.3.1 Beste (of maximum) lift / weerstand verhouding.

Om de beste lift / weerstand verhouding te bepalen (en daardoor hoge efficiëntie) zijn de liftcoëfficiënt en de weerstandcoëfficiënt getekend ten opzichte van de aanvalshoek (figuur 2).



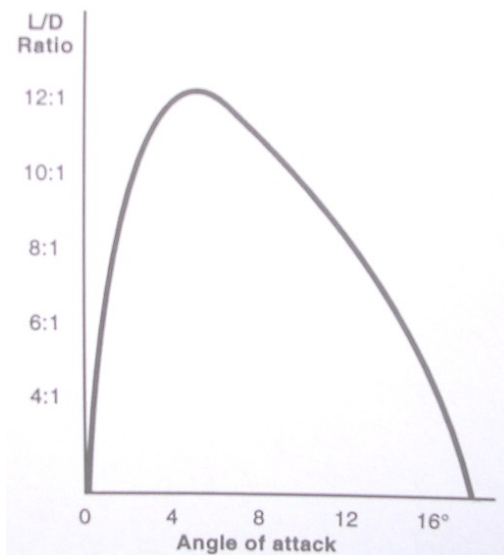
Figuur 2

De maximale liftcoëfficiënt wordt verkregen bij de kritische (stall) aanvalshoek, wat dan ook een hoge weerstandcoëfficiënt heeft. Zo is de verhouding van de liftcoëfficiënt tot de weerstandcoëfficiënt bij grote aanvalshoeken erg slecht en heeft als resultaat ontoereikende prestaties. De minimale weerstandcoëfficiënt verschijnt bij een aanvalshoek van  $0^\circ$  (voor symmetrische profielen) waar de liftcoëfficiënt nul is. Helikopterprestaties zijn bij deze aanvalshoek onmogelijk.

Zo ligt de beste lift / weerstand verhouding ergens tussen de twee uiterste waarden die zopas ter sprake kwamen. De beste lift / weerstand verhouding wordt gevonden bij de aanvalshoek waarbij het grootste percentage overschot is tussen de liftcoëfficiënt tot de weerstandcoëfficiënt.

Figuur 2 toont dat de beste lift / weerstand verhouding voor het gegeven profiel gevonden wordt bij een aanvalshoek van  $4^\circ$ . Als de helikopter met een aanvalshoek met deze waarde of er dicht bij vliegt dan wordt een hoge efficiëntie verkregen. Bij deze aanvalshoek gaat de liftproductie gepaard met de kleinste waarde van weerstand wat ons toelaat om te zeggen dat vliegen aan de beste lift / weerstand verhouding gelijk is aan vliegen met de minste weerstand.

De weerstand zal weinig zijn als enkel de rotor beschouwd wordt en het zal meer zijn met betrekking tot het hele toestel. Zo zal de lift / weerstand verhouding voor enkel de rotor enigszins beter zijn dan voor het gehele toestel en zal gevonden worden bij een kleinere aanvalshoek. Figuur 3 toont de typische aanvalshoeken voor de lift / weerstand verhouding. Verhoudingen voor de beste lift / weerstand van 10:1 zijn niet ongewoon, de overeenkomstige aanvalshoek is ongeveer  $4^\circ$ , variërend bij verschillende rotortypes. Als we het hele toestel beschouwen, is de lift / weerstand verhouding verlaagd.



**Figuur 39**

Een hoge lift / weerstand verhouding betekent niet dat de liftproductie van de bladen maximaal is. Er kan nog veel meer lift geproduceerd worden bij grotere aanvalshoeken, wat de helikopterprestaties verhoogt. Hoe dan ook, een verminderde lift / weerstand verhouding en meer weerstand is er het gevolg van. Doordat er meer vermogen nodig is, stijgt de weerstand en vermindert de efficiëntie van het toestel.

### 2.3.2 Andere factoren die de lift / weerstand verhouding beïnvloeden.

Los van de aanvalshoek en de vorm moet elk ontwerp die de weerstand vermindert zonder de liftkarakteristieken slecht te beïnvloeden een betere lift / weerstand verhouding produceren.

**Aspectverhouding.** Voor een gegeven oppervlak geldt: hoe groter de aspectverhouding, hoe lager de weerstand voor een bijna niet – beïnvloede lift, hoe beter de lift / weerstand verhouding zal zijn en hoe efficiënter de prestatie van de bladen zal zijn.

Door de aspectverhouding te verhogen zal de geïnduceerde weerstand dalen, terwijl de profielweerstand dezelfde blijft. Doordat de totale weerstand van de bladen de som is van de profielweerstand en de geïnduceerde weerstand volgt daaruit dat door de eerste gelijk te houden, maar de laatste te laten dalen de totale weerstand minder wordt.

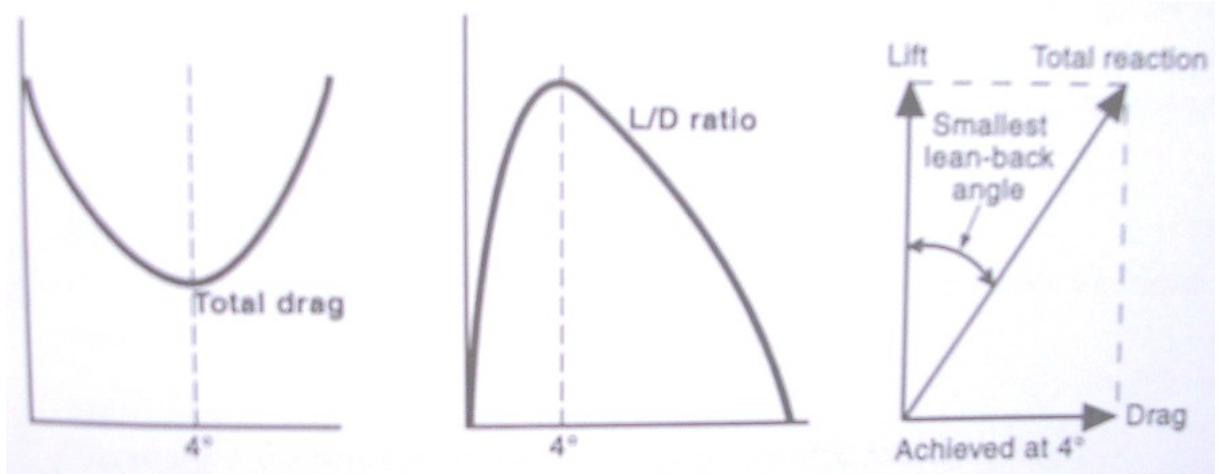
**Rotorrotatiesnelheid.**  $V^2$  in de lift – en weerstandsformule verwijst naar de rotatiesnelheid van de rotorbladen, wat de rotorrotatiesnelheid is. Als de profielweerstand van een blad tegengesteld aan zijn geïnduceerde weerstand varieert, als de snelheid van het toestel stijgt, dan zal de beste lift / weerstand verhouding verkregen worden bij een specifiek bereik van de rotorrotatiesnelheid vastgelegd door de fabrikant.

**Snelheid van het toestel.** De snelheid van het toestel verandert de geïnduceerde stroom door de rotor, die draaiend, de aanvalshoek van de bladen vergroot en de lift / weerstand verhouding beïnvloedt.

### 2.3.3 Besluit.

De oriëntatie en de grootte van de totale reactie is afhankelijk van de lift en de weerstand geproduceerd door een vleugelprofiel. Voor een gegeven hoeveelheid lift produceert de kleinste weerstandswaarde een totale reactie dichtst tegen de lift, wat het toestel toelaat om zo goed mogelijk te vliegen.

De drie diagrammen in figuur 4 tonen de punten van beste lift / weerstand verhouding (minimale weerstand). Een aanvalshoek van  $4^\circ$  is bij benadering de beste aanvalshoek, sommige helikopters kunnen de beste lift / weerstand verhouding hebben bij een grotere of kleinere aanvalshoek.

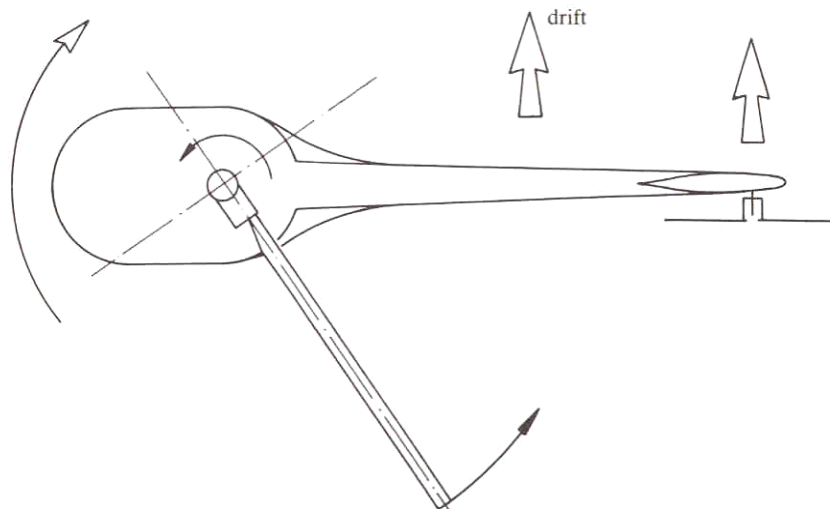


**Figuur 4**

## 3 De staartrotor

### 3.1 Inleiding

Bij een éénmotorig vliegtuig heeft men het probleem dat men met het motorreactiekoppel moet compenseren. Het motorblok is namelijk niet aan een vast object vastgemaakt en dat brengt met zich mee dat de reactie van het aandrijvend koppel van de motor ervoor zorgt dat het gehele voorwerp aan wat de motor vasthangt, in dat geval dus de romp, wil in de tegengestelde richting van de motor roteren. Dit volgt in feite allemaal uit de wet van Newton, met name: actie = reactie. Bij een helikopter is het in feite net hetzelfde probleem? Om deze verdraaiing van de romp tegen te gaan kwam men met een hele reeks systemen voor de dag dit tot nu toe hun nut bewezen hebben, van staartrotor tot notar-systeem.



### 3.2 De drift

We weten dus nu al dat de staartrotor (of zijn vervanger) moet doen: het motorreactiekoppel tegenwerken zodat de helikopter niet als een tol begint te spinnen.

Nu komt er bij dit systeem ook wel een klein probleempje om de hoek loeren; de staartrotor wekt namelijk ook een "lift" op, hetzij dan wel in de horizontale richting. Hieruit volgt dat de helikopter constant onderhevig is aan een driftkracht. Deze driftkracht zorgt ervoor dat de helikopter een zijdelingse beweging maakt vanaf dat hij zich niet meer op de grond bevindt. Bij de meeste moderne helikopters (met slechts één hoofdrotor) is dit echter in het regelsysteem voorzien zodat de alledaagse piloot hier geen aandacht meer hoeft aan te besteden. Deze voorziening zorgt er echter ook voor dat de helikopter in standvlucht enige zijdelingse helling vertoont. Daarom zal tijdens het opstijgen de helikopter een aan de ene kant nog op de grond staan terwijl aan de andere kant hij al in de lucht is, of omgekeerd tijdens het landen. Dit heb je waarschijnlijk wel al gezien maar er niet bij stilgestaan hoe dit komt.

Door deze correctie gebeurd er echter iets anders waar de piloot moet op letten, het toestel heeft namelijk de neiging om achteruit te hoveren. Al bij al is het met automatische correctie nog altijd handiger vliegen dan zonder.

### 3.3 Gebruikte systemen

De systemen die men hedendaags gebruikt om het koppel, ook wel fuselage torque reaction genoemd; te compenseren, kunnen we onderverdelen in volgende 4 groepen.

- staartrotor
- fenestron
- notar
- contraroterende hoofdrotors

Elk van deze systemen moet aan volgende eisen voldoen:

- Voldoende stuwkracht kunnen leveren om het reactiekoppel van de hoofdrotor te kunnen compenseren, zelfs wanneer de helikopter aan het stijgen is en dit koppel dus maximaal wordt
- Er moet ongeveer 10% meer vermogen voorhanden voor de staartrotor zijn dan er nodig is als de helikopter in standvlucht is, dit om de richting te kunnen besturen
- Het moet bestuurbaar blijven tijdens autorotatie (verdere uitleg hierover volgt nog) en vluchten met lage vliegsnelheden in elke vliegrichting en voor elke combinatie van gewicht, vlieghoogte en omgevingstemperatuur

#### 3.3.1 Voor- en nadelen staartrotor

De voordelen kunnen als volgt worden samengevat:

- de staartrotor heeft relatief weinig vermogen nodig
- de staartrotor zorgt voor een goede besturing om de topas
- een goede demping bij gierbewegingen en een uitstekende bijdrage aan de richtingsstabiliteit zijn ook in het voordeel van de staartrotor

-

Daarnaast zijn er ook nadelen:

- de staartrotor levert gevaar op voor het grondpersoneel
- de staartrotor is kwetsbaar voor beschadiging door bomen, masten, hekken en draden
- produceert een heel hoog gierend geluid
- bij ongunstige wind levert hij weinig stabiliteit

#### 3.3.2 De diameter, tipsnelheid, aantal bladen en wrong

Bij de keuze van de diameter van de staartrotor moet men een aantal zaken in acht nemen, zoals bijvoorbeeld het vermogen, gewicht en veiligheid. Een grote rotor heeft een kleiner vermogen nodig maar is dan weer minder goed voor de gewichtsverdeling en de ligging van het zwaartepunt. Ook heb je meer veiligheid voor grondpersoneel ed. als de rotordiameter kleiner is. De Ground Clearance (speling tov de grond) en de Clearance met andere onderdelen van de helikopter zoals de hoofdrotor worden tevens gunstiger. Normaal gezien



neemt men een verhouding tussen hoofdrotor en staartrotor van ongeveer 0,15 en 0,25. Een ander probleem is de *tipsnelheid* van de bladen. Wordt voor een gegeven stuwkracht van de staartrotor de tipsnelheid laag gehouden, dan worden de effecten van schokgolven en lawaai onderdrukt. Daarentegen zorgt een hoge tipsnelheid voor gunstige stalleffecten en is tevens een verbetering voor het benodigde rotorgewicht. In het algemeen varieert de tipsnelheid van de bladen tussen de 150 en 210 m/s.

Het aantal bladen hangt nauw samen met het benodigde bladoppervlak die op zijn beurt bepaald wordt door de nodige stuwkracht. Deze stuwkracht hangt dan weer af van de verandering van vlieghoogte. Ook het profiel van het blad beïnvloedt dit aantal.

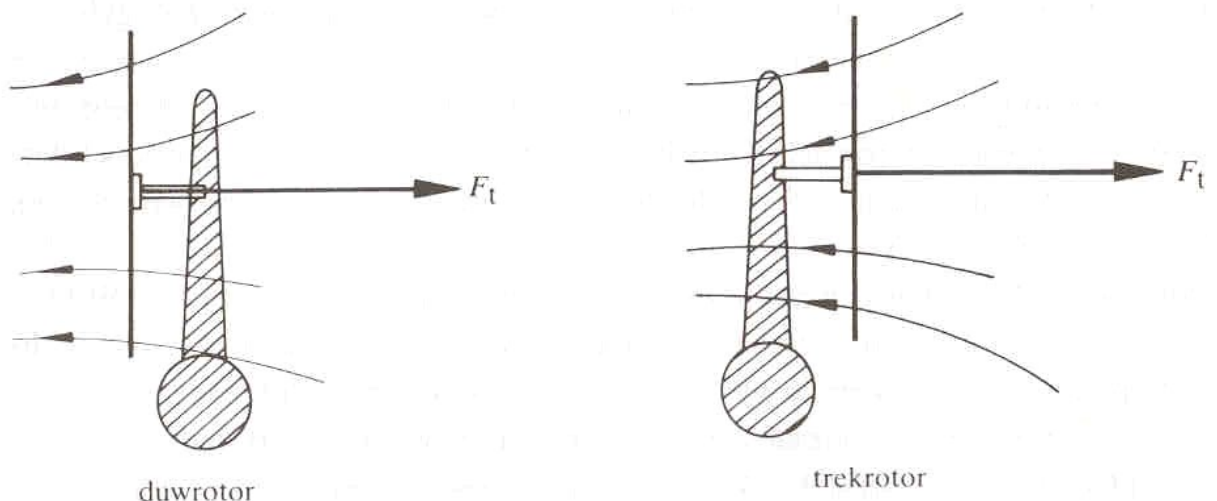
Daarnaast mag er geen bladovertrek (stall) optreden door een tekort aan oppervlak.

Het aantal bladen wordt ook bepaald door de bouwkosten, benodigd onderhoud, stijfheid van de bladen, bladtipverliezen en bladslankheid.

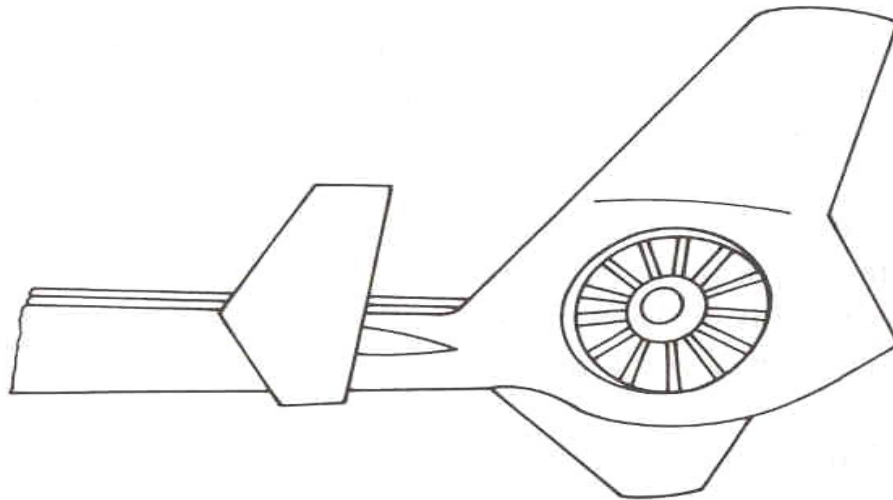
Ten slotte wordt een *wrong* (profielverdraaiing) van ongeveer  $10^\circ$  toegepast om de standvluchtprestaties te verbeteren.

### 3.3.3 Trek- of duwrotor

De staartrotor en het kielvlak zijn gezamenlijk zover mogelijk van het helikopterzwaartepunt voor een maximaal effect aangebracht. Een probleem waaraan dan ook veel aandacht besteed wordt is de onderlinge beïnvloeding van het kielvlak en de staartrotor. Zeer veel helikopters bezitten een kielvlak ter verbetering van de richtingsstabiliteit. Om de onderlinge beïnvloeding door luchtstromingen te verminderen kunnen staartrotor en kielvlak wat verder uit elkaar geplaatst worden. Niet te veel, want dat maakt de constructie van het staartstuk weer te zwaar. De genoemde beïnvloeding wordt bepaald door het feit of de lucht langs het kielvlak gezogen wordt of er tegenaan geblazen wordt. De snelheid van de lucht, als de rotor gepasseerd is, is veel groter dan voor de rotor, hetgeen een grotere weerstand van het kielvlak inhoudt als de lucht ertegenaan geblazen wordt. De meeste staartrotors worden daarom ook als duwrotors uitgevoerd.



### 3.4 De fenestron



Zoals afgebeeld in bovenstaande figuur bestaat de fenestron uit een veelbladige rotor in een tunnelconstructie. Het woord fenestron is afgeleid uit het Frans, waarin het de betekenis van een *klein raam* heeft.

De voordelen zijn:

- de staartrotor is beter tegen beschadiging beschermd
- het grondpersoneel is ook beter beschermd
- de afmetingen van de fenestron vallen in vergelijking met een gewone staartrotor kleiner uit bij een zelfde stuwkracht.

Daar staat het belangrijke nadeel tegenover dat de fenestron meer vermogen vraagt.

De vorm van de tunnel kan daarentegen benut worden om de prestaties te verbeteren. Om het benodigde vermogen te verminderen kan de diameter van de fenestron worden vergroot. Maar dat brengt een langere tunnel met zich mee. Het staartstuk van de helikopter wordt weer te dik, wat ongunstig is voor de stroomlijning.

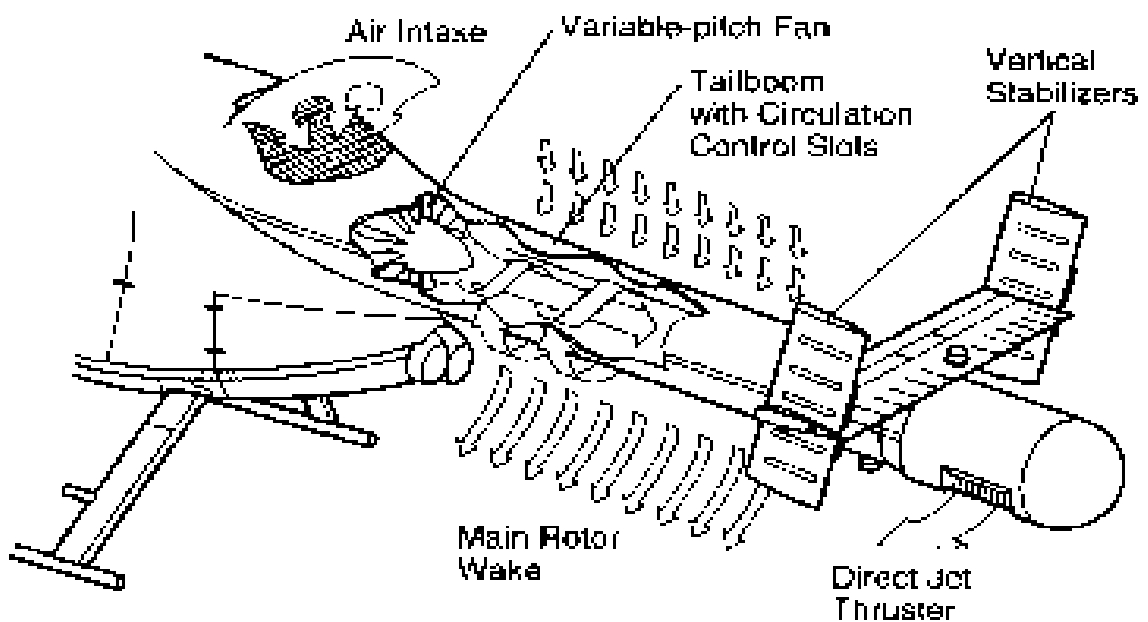
Daarnaast wordt de fenestron geïntegreerd in een flink kielvlak dat de compensatie van het reactiekoppel voor een deel overneemt. Dit betekent op zijn beurt een vermindering van de fenestronbelasting. Deze combinatie van eisen en wensen van de fenestron heeft geleid tot de ontwikkeling van de zogenaamde *ring fin*. Deze finring is als een dunne fenestron op te vatten.

### 3.5 De notar

Een andere ontwikkeling is de notar (no tail rotor). Zoals de naam al zegt is er in het geheel geen staartrotor meer aanwezig. Een fan blaast lucht door het rompachterstuk van de helikopter naar het staartstuk, waar de lucht via nozzles naar buiten geblazen wordt. Daarnaast wordt een deel van de lucht via een tail boom, halverwege de staartvlakken, rakend aan de staart naar buiten geblazen. De lucht wordt eerst enkele malen rondgezwierd vooraleer hij de staart verlaat. Daarmee wordt een circulatie-effect bereikt. Dit circulatie-effect heeft dan weer een kracht tot gevolg die het reactiekoppel compenseert. De grootste voordelen aan het NOTAR systeem zijn:

- 60% geluidsreductie tov een gewone helikopter
- enorm verhoogde veiligheid voor mensen
- veel steviger dan een conventionele staartrotor

Een negatief puntje is wel dat het systeem iets meer vermogen nodig heeft.



### 3.6 Nieuwe systemen

Heel recent is men begonnen aan een nieuw systeem om het reactiekoppel tegen te gaan. Ditmaal geen extra systeem aan de helikopter toevoegen maar alles integreren op de hoofdrotor.

Dit staat echter nog in zijn kinderschoenen en werd daarom niet eerder vermeld. Toch gaan we er eens dieper op ingaan.

De heer Theo van Holten werkt aan dit project samen met enkele medewerkers in Delft. Ze lossen het probleem op door gebruik te maken van klappende bladen. Bij een gewone helikopter kunnen de hoofdrotorbladen ook op en neer bewegen maar dit gebeurt passief. Bij de ornicopter (zoals ze in Delft hun creatie noemen) gebeurt die actief, hiermee bedoelen ze dat ze zelf bepalen hoe en waar de bladen op en neer bewegen. Dhr. Van Holten zijn idee komt voort uit de bestudering van hoe de vogels vliegen. De hele theorie baseert zich niet langer op een aandrijf-as die de rotor beweegt maar een besturingssysteem die de rotors op de goede manier doet klapwieken. Als dit op de goede manier gedaan wordt begint de as waarop de rotor bevestigd is vanzelf rond te draaien en heeft men niet langer last van het reactiekoppel. Het vermogen van de motor wordt dan ook niet meer geleverd aan de aandrijf-as maar aan het flappen van de bladen. Opnieuw zorgt een duw-trekstang die meedraait met de as voor de flapbeweging van de bladen. Men synchroniseert wel de beweging met het toerental zodat hij éénmaal per rotatie een maximum en een minimum bereikt. Er is ook een slappe veer aan de rotorbladen bevestigd zodat de natuurlijke flap ook nog kan bestaan.

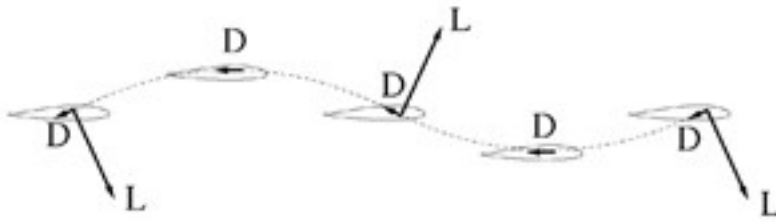
De grootste uitdaging van dit project een goed compromis te vinden tussen instelhoek en flapbeweging zodat er een constante lift is en voldoende voortstuwing. Als we kijken bij een vogel zien we dat de vogel constant op en neer beweegt, dit willen we in een helikopter vermijden aangezien dit niet erg comfortabel nog veilig zou zijn. Via theoretische berekeningen denkt het team dat dit project haalbaar is op het gebied van vermogen, bestuurbaarheid, flapuitwijking en trillingen. Op het gebied van vermogens zou het geen of een weinig verschil mogen geven in vergelijking met een gewone helikopter.

Wanneer de ornicopter volledig op het klapwieken vliegt, is het vermogen net zo groot als bij een gewone helikopter nodig is voor aandrijving van de rotorbladen.

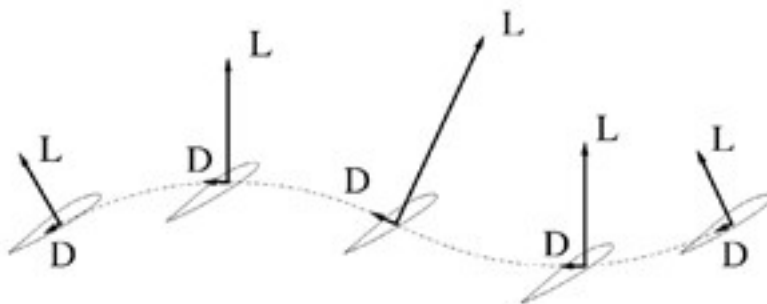
‘Dat betekent ook dat dit de besturing naar links of rechts mogelijk maakt’, zegt Van Holten. ‘De rotorbladen draaien in een vlak dat onder een bepaalde hoek staat. Stel dat we uitgaan van de situatie waarin het rotorvlak precies de goede hoek heeft. Dan draaien de flappende bladen vanzelf rond. Kantelt de piloot het draaivlak nu een beetje, dan is de flapbeweging niet meer voldoende. De piloot moet weer wat motorvermogen toevoeren via de as. Dan blijft wel een reactiekoppel over, dat de piloot heel goed voor de besturing kan gebruiken.’

Via de kanteling van het rotorvlak van de ornicopter kan de piloot dus spelen met flapvermogen en draaivermogen, en daarmee ook de besturing regelen. Het totale reactiekoppel is zo groot dat het onhandig is, maar als er een klein reactiekoppel overblijft, kan de piloot dat voor de besturing gebruiken. Het vermogen van de staartrotor, dat een conventionele helikopter verbruikt, spaart de ornicopter in ieder geval uit. De piloot moet de ornicopter net als een gewone helikopter kunnen besturen. Hij mag niets merken van de aanpassing. Eerst drijft de piloot de rotor gewoon aan via de motor, en als de bladen eenmaal op toeren zijn, schakelt hij de flapbeweging in. Als dat op de juiste manier gebeurt,

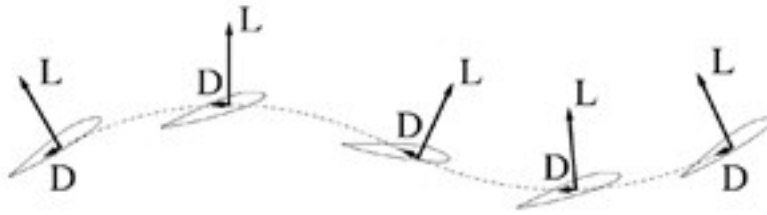
draaien de bladen zichzelf rond. De constructie is dan zodanig dat het motorvermogen naar het flappen gaat en niet meer naar de asaandrijving. Met dit principe lossen ze in feite alle besturingsproblemen op.



De voortstuwing van een rotorblad of vleugel die op en neer beweegt wordt als volgt verklaard: In de figuur vliegt de symmetrische vleugel naar rechts, terwijl hij tegelijkertijd op en neer beweegt. Tijdens de opgaande slag wordt de vleugel scheef van boven aangestroomd. De lift, die altijd loodrecht staat op de relatieve aanstroomrichting, staat dan naar beneden en is naar voren gekanteld. Bij de neerwaartse slag staat de lift omhoog maar is alweer naar voren gekanteld. Daartussen zijn er momenten dat er geen lift is en alleen een weerstandskracht tegen de vliegrichting in. Wanneer de vleugel een efficiënte profielvorm heeft, is de weerstand echter zeer veel kleiner dan de liftkrachten zodat in de geschetste situatie gemiddeld een voortstuwende kracht op de vleugel werkt. We hebben alleen gemiddeld nog geen lift gekregen.

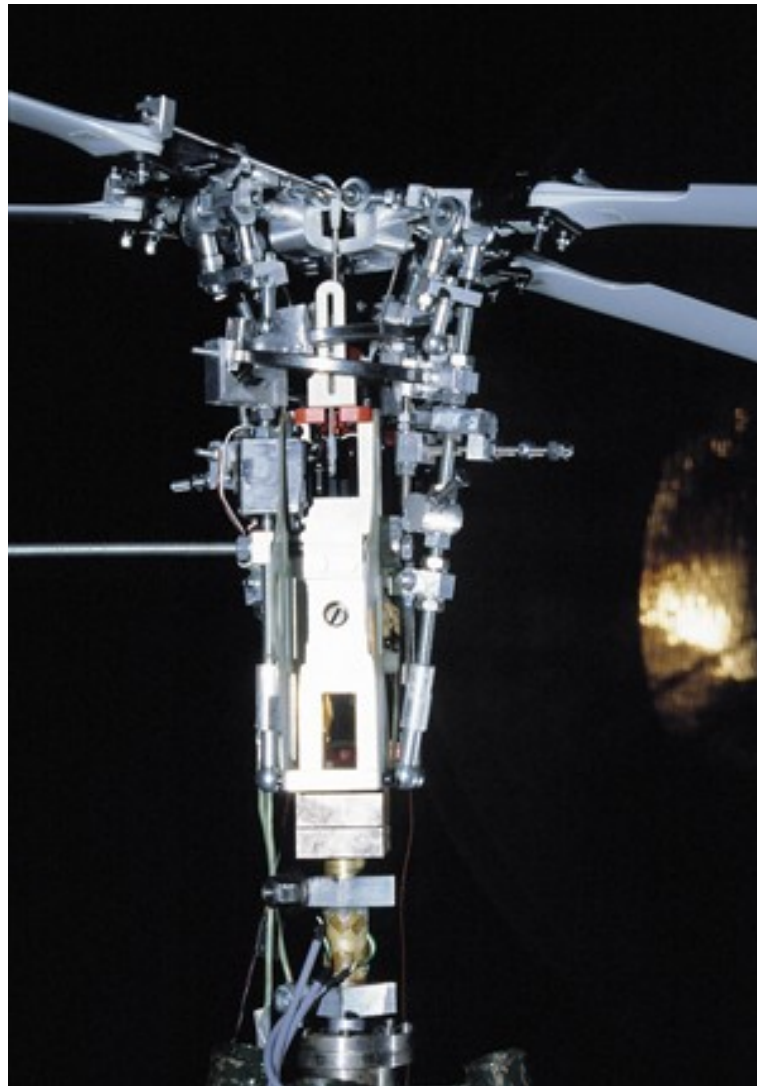


Wanneer de vleugel naast de flapbeweging ook een positieve instelhoek aanneemt, wordt op de liftkrachten in de vorige figuur een constante, positieve lift gesuperponeerd. De resulterende lift fluctueert wanneer de vleugel op en neer beweegt en is naar voren gekanteld juist op momenten dat de lift het grootst is. Gemiddeld ontstaat er lift en voortstuwing. Dit is de situatie die Delftse onderzoekers willen creëren met een reactieloze rotor. De TU-wetenschappers duiden het aan als het «Ornicopter-principe», omdat het de beginselen van een helikopter en van de ornithopter combineert.



Vogels optimaliseren dit alles door ook nog variabele instelhoek te gebruiken. Hier wordt een limietsituatie getoond, waarbij de periodieke vleugelverdraaiing zo groot is dat de vleugel steeds onder dezelfde hoek wordt aangestroomd. De lift is dan constant, maar gemiddeld is er geen voortstuwende kracht. In werkelijkheid bewegen vogels hun vleugels op een manier die tussen de figuren B en C in zit. Dat is afhankelijk van de vluchtfase waarin de vogel verkeerd: of hij met een constante snelheid vliegt of dat hij versnelt.

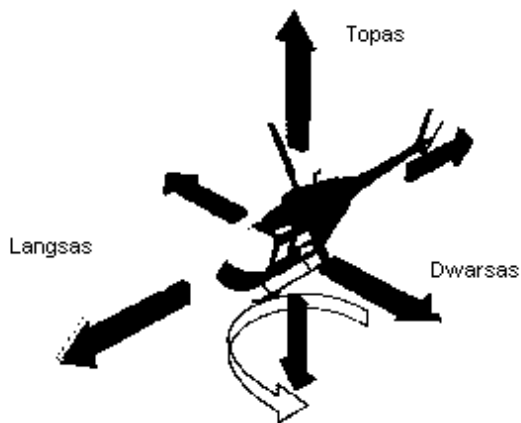
De volgende foto is van een model dat in Delft gerealiseerd is. Zoals je ziet is het besturingssysteem nog moeilijker en ingewikkelder om te maken dan dat van een conventionele helikopter.



## 4 Besturing

### 4.1 Inleiding

Onder besturing verstaan we het gecontroleerd besturen en vliegen van een helikopter. Of met andere woorden, de helikopter over al zijn vrijheidsgraden verplaatsen of roteren. Dit zijn dus zes mogelijkheden.



- Verticale verplaatsing: dit gebeurt door instelling van de aanvalshoek van de rotorbladen en meer trekkracht van de motor.
- Verticale rotatie: dit gebeurt door het instellen van de staartrotorbladen.
- Horizontale verplaatsing gebeurt door eerst horizontaal te roteren in de gewenste richting om dan in die bepaalde richting te vliegen.

### 4.2 De besturing van de helikopter

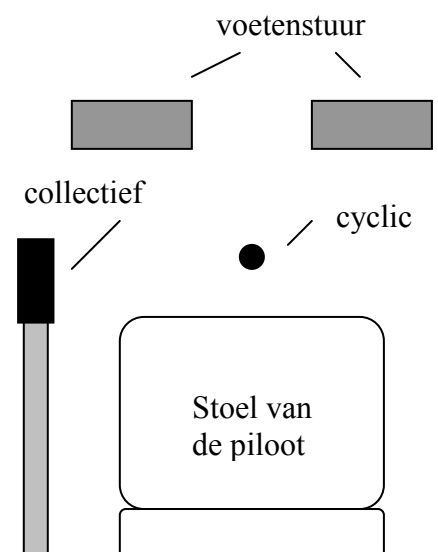
De besturing van een helikopter bestaat erin om de besturing van de hoofdrotor correct te combineren met de besturing van de staartrotor.

Helikopters zijn uitgerust met een mechanisch (voor kleine helikopters) of een mechanisch - hydraulisch (voor grotere en zwaardere helikopters) systeem. Dit systeem bestaat uit stangen, tuimelaars, flexibele kabels en eventueel hydraulische bedieningscilinders. Het hydraulische systeem helpt de piloot van grotere helikopters om de helikopter onder controle te houden (zoals een servobesturing bij een wagen). Dit systeem verzorgt de verbinding tussen de besturingsorganen in de cockpit en de hoofd- en staartrotorbladen.

### 4.3 cockpit

In de cockpit vinden we volgende besturingsorganen weer:

- De cyclic: kan de hoofdrotorbladen afhankelijk van hun plaats een andere aanvalshoek geven. Hierdoor kan men de helikopter kantelen in de gewenste richting.
- Het collectief: kan de hoofdrotorbladen gezamenlijk een grotere of kleinere aanvalshoek meegeven. Zo kan men stijgen of dalen of samen met de cyclic een gekozen richting uitvliegen.
- Het voetenstuur: bedient de staartrotor om zo de helikopter langs zijn horizontale as te roteren.

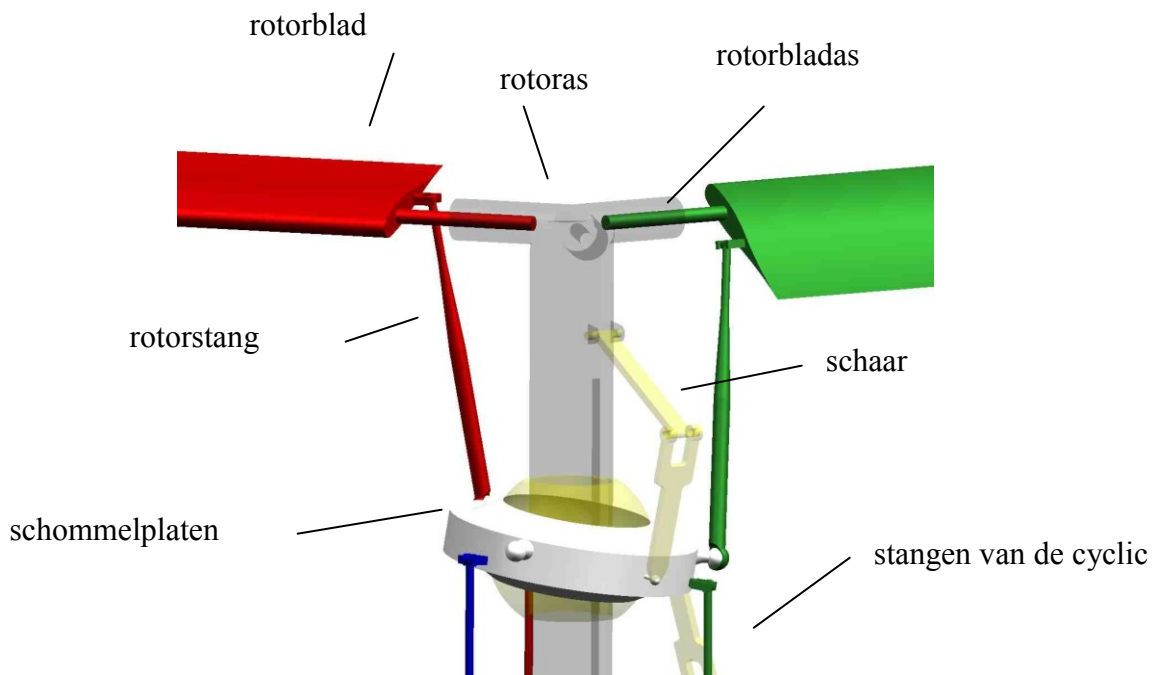
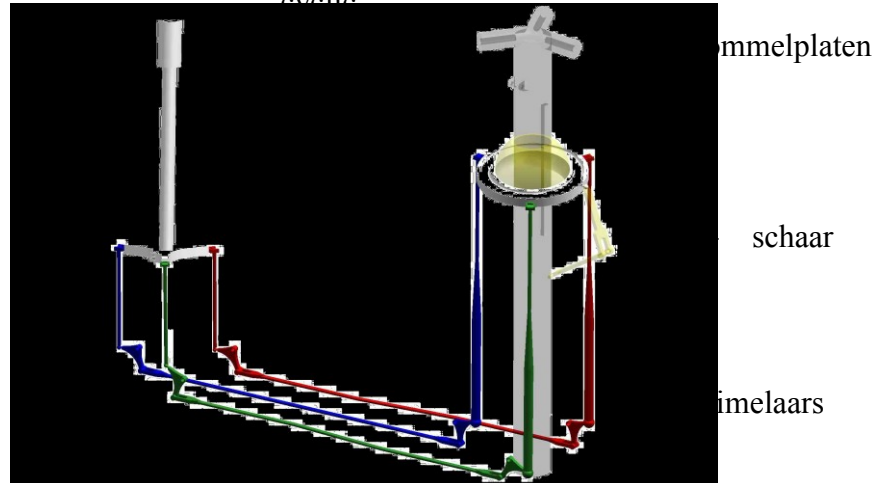


#### 4.3.1 De cyclic

De cyclic stuurt via de stangen en tuimelaars de schommelplaten aan.

De schommelplaten kantelen door de stangen-en-tuimelaar-verbinding van de cyclic. De schommelplaten bestaan uit 2 platen. De

onderste schommelplaat wordt stilstaande ster genoemd en de bovenste schommelplaat wordt meedraaiende ster genoemd. De sterren worden gescheiden van elkaar door een kogellager. Bij elke ster hoort ook een schaar. De bovenste schaar zorgt ervoor dat de meedraaiende ster meedraait met de rotoras en de rotorbladen. De onderste schaar zorgt ervoor dat de stilstaande ster stil blijft staan.

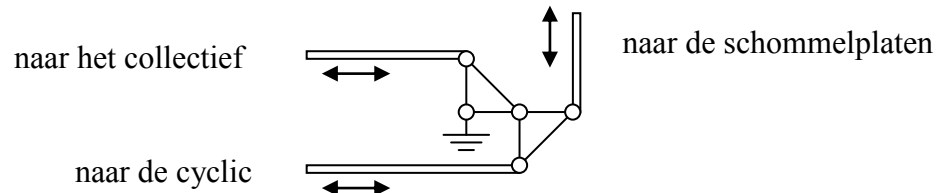


De rotorbladen zijn bevestigd met de rotorbladas op de rotoras zodat ze alleen maar kunnen draaien in de lengte. Aan een rotorblad hangt een rotorstang. Die rotorstang kan op en neer bewegen zodat die de aanvalshoek van het rotorblad bepaald. De rotorstangen zijn aan de andere kant bevestigd op de meedraaiende ster. Als de schommelplaten gekanteld zijn zal de rotorstang aan de ene kant hoger staan dan aan de andere kant (zie figuur). Doordat de opstuwstangen de aanvalshoek regelen van de rotorbladen zullen de rotorbladen aan de ene kant van de as een groter aanvalshoek ( en dus ook een groter lift krijgen) dan aan de andere kant van de as. Dit zorgt ervoor dat de helikopter gaat kantelen. Dit kantelen is nodig om dan later in die bepaalde richting verder te vliegen.



### 4.3.2 De collectief

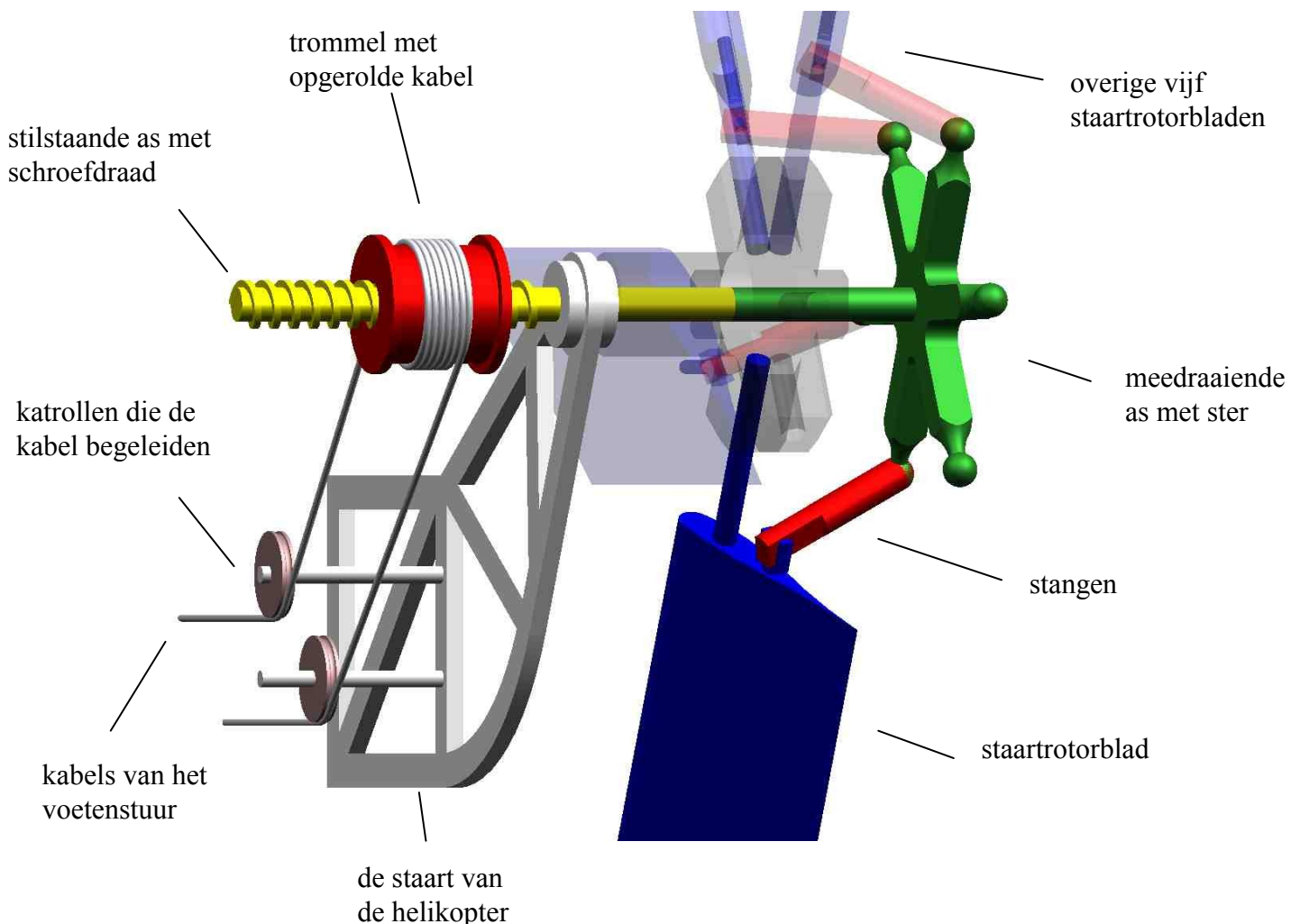
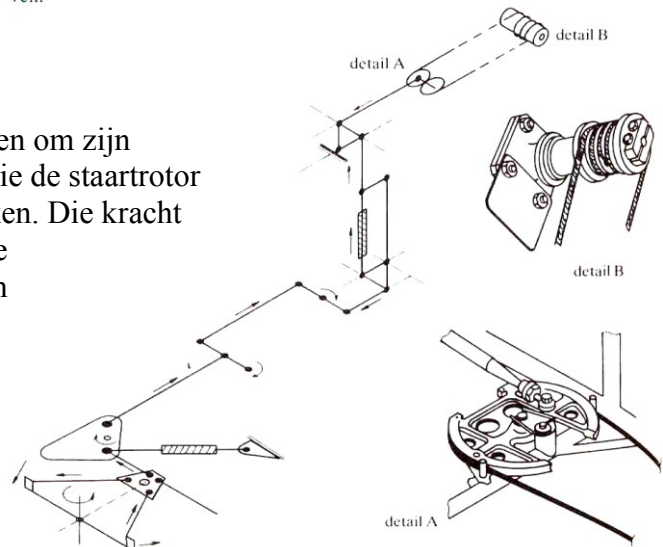
Via het collectief kan men de meer of minder lift geven aan de hoofdrotorbladen. Dit gebeurt door middel van alle rotorbladen tegelijk een grotere of kleinere lift te geven. Dit systeem van stangen en tuimelaars wordt onderaan bij de drie stangen van de cyclic toegevoegd.



Wanneer we nu het collectief bedienen zal de bovenste tuimelaar kantelen en zo iedere stang naar de schommelplaat met een zelfde hoeveelheid verplaatsen. De onderste tuimelaar zorgt nog altijd voor een goede verbinding tussen de cyclic en de schommelplaten. De schommelplaten worden nu door het collectief omhoog of omlaag verplaatst zonder van kanteling te wijzigen. Door het omhoog en omlaag verplaatsen van de schommelplaten wordt ook nu weer de aanvalshoek van de hoofdrotorbladen met een zelfde hoeveelheid gewijzigd onafhankelijk van de stand die ze al hadden. Zo krijgt ieder rotorblad evenveel lift meer bij. Hierdoor krijgt men meer kracht bij het vliegen in een met de cyclic bepaalde richting

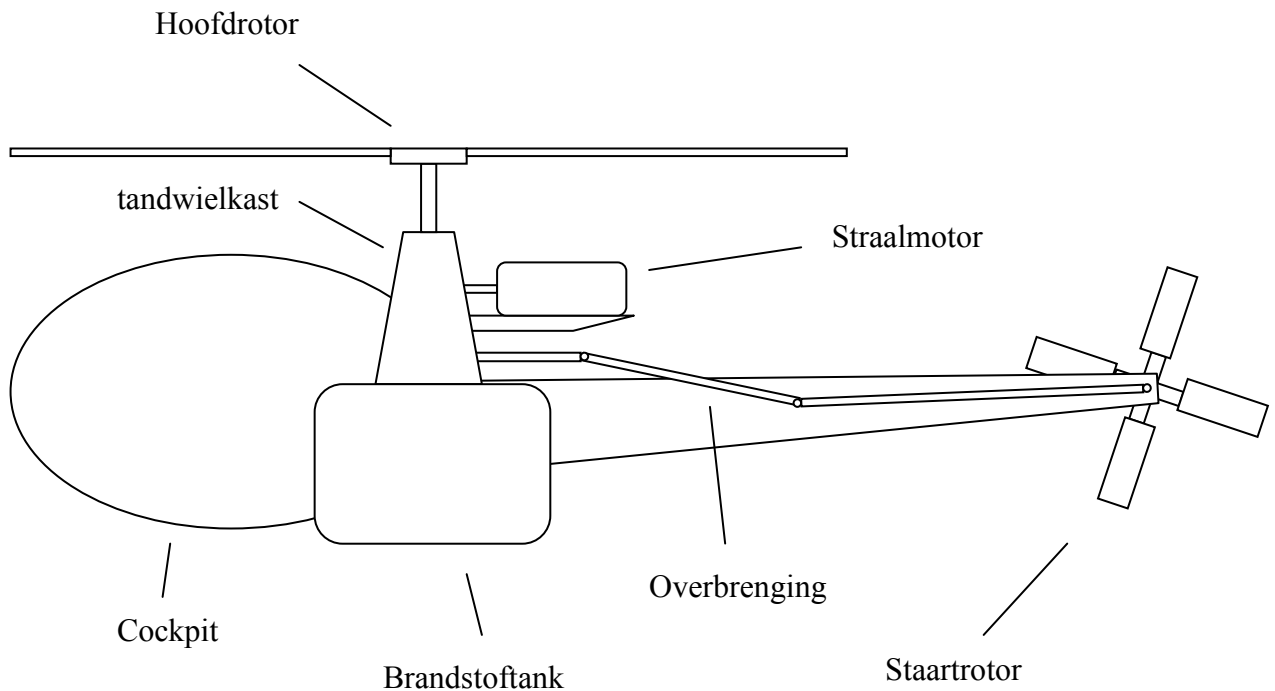
### 4.3.3 Het voetenstuur

Het voetenstuur laat de helikopter draaien om zijn verticale as. Door de kracht te regelen die de staartrotor geeft om het motorkoppel tegen te werken. Die kracht is te regelen door de aanvalshoek van de staartrotorbladen te regelen. Dit systeem heeft veel weg van het collectief van de hoofdrotor, door het voetenstuur kan men de aanvalshoek van de staartrotorbladen bijstellen. De instelling die men meegeeft met het voetenstuur wordt via stangen overgebracht naar detail A. Hier zorgt een half wiel (Detail A) ervoor dat de stangen verbinding overgezet wordt in een verbinding met kabels. Deze kabels zijn veel lichter dan de stangen en zo wordt het gewicht van de staart van de helikopter gereduceerd. De kabels worden met katrollen tot aan de staartrotor gebracht waar ze een trommel aansturen (detail B). Deze trommel zit op een as met schroefdraad. Als men dus aan de trommel draait schuift de as met schroefdraad in of uit de staartrotor. Deze as staat vast en wordt via een kogelverbinding verbonden met een as



die meedraait in de rotor. Op die as zit een ster (die te vergelijken is met de schommelplaten) die dan de in en uitschuifbeweging via stangen omzet naar de rotorbladen. Deze rotorbladen krijgen dus een hoek afhankelijk van hoe ver de meedraaiende as en dus ook de stilstaande as met schroefdraad in of uitgeschoven zijn. Die stuurt men dan weer aan via de trommel, kabels en stangen met het voetenstuur. Het voetenstuur regelt dus de kracht om het motorreactie koppel tegen te werken.

#### 4.4 De aandrijving



##### 4.4.1 De straalmotor

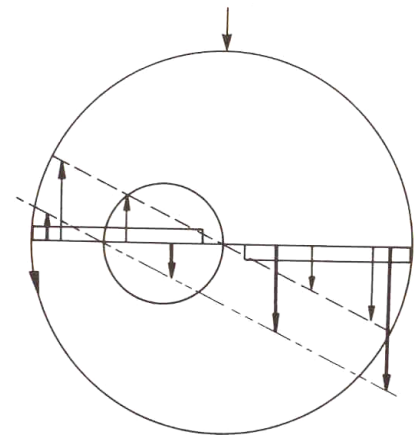
De meeste helikopters worden aangedreven door een of meerdere straalmotors. Deze zijn gemonteerd achter de tandwielkast. Bij grotere helikopters kunnen ze ook ergens anders zitten. De straalmotor werkt op kerosine. De brandstoftank met de kerosine zit onder de tandwielkast. Deze plaats is zo gekozen dat dit recht onder het zwaartepunt zit. Als de brandstoftank niet in het zwaartepunt zou zitten zou de piloot met een volle tank eerst bijvoorbeeld vooruit hellen en met een half volle tank achteruit hellen. De motor draait met een toerental om en bij de 20 000 toeren per minuut. Het toerental blijft tijdens de vlucht constant, als er meer vermogen gevraagd wordt zal er ook meer brandstof gegeven worden. De motor kan in geval van nood losgekoppeld worden van de tandwielkast.

##### 4.4.2 De tandwielkast

Bij een helikopter met rotorbladen van 6m draait de hoofdrotor met een toerental van om en bij de 300 toeren. Dit toerental is echter afhankelijk van de lengte van de rotorbladen. Als

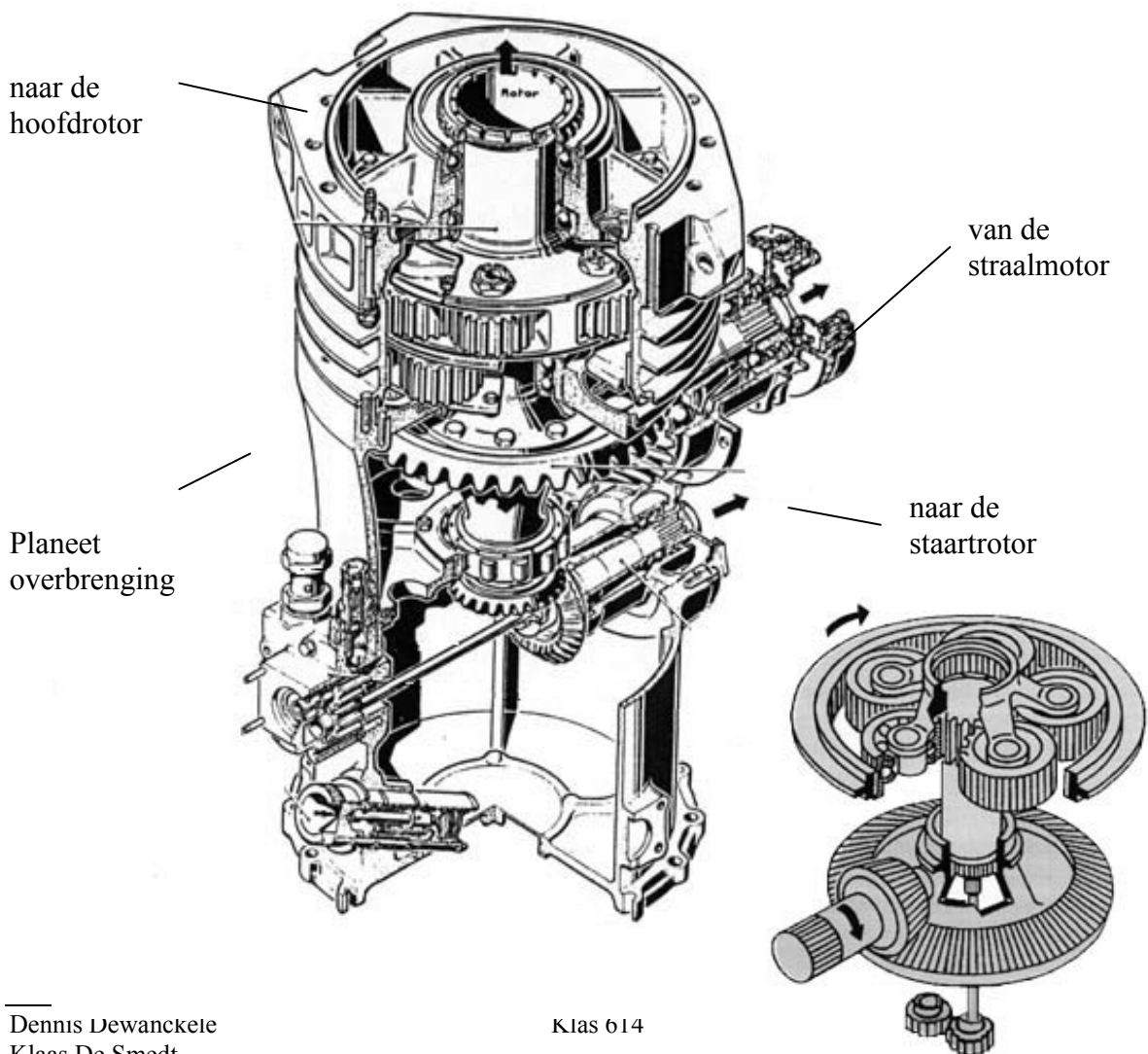
een rotorblad sneller vliegt dan het geluid valt de lift immers weg, en komen er veel trillingen vrij. Daarom is de tipsnelheid bij rotorbladen tussen de 150 en de 210 meter per seconde. Het toerental van de hoofdrotor is afhankelijk van:

- de diameter van de rotor: hoe langer de lengte van de rotorbladen hoe trager het toerental.
- de maximumsnelheid van de helikopter: als de helikopter vooruit vliegt zal aan de ene zijde de lucht sneller stromen door de rotor dan aan de andere zijde. Hier licht dus ook de snelheid van de lucht hoger.



Dit keert ook terug bij de staartrotor. Dit toerental varieert van type tot type zo sterk dat er geen getal opgeplakt kan worden.

In de transmissie kast wordt het toerental van de motor omgezet naar een kleiner toerental voor de hoofd- en de staartrotor. Omdat de motor een relatief groot toerental levert wordt het toerental omgezet via planeet tandwielen. Deze kunnen een toerental compact omzetten van een groot naar een laag toerental. Bij de helikopter is dat van 20 000 toeren naar 300 toeren voor de hoofdrotor en tussen de 1 500 en de 2 100 toeren voor de staartrotor.



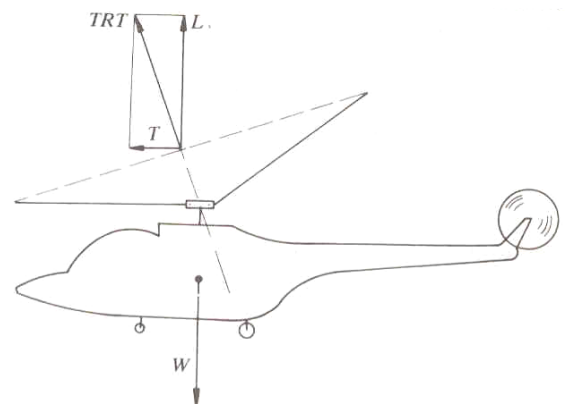
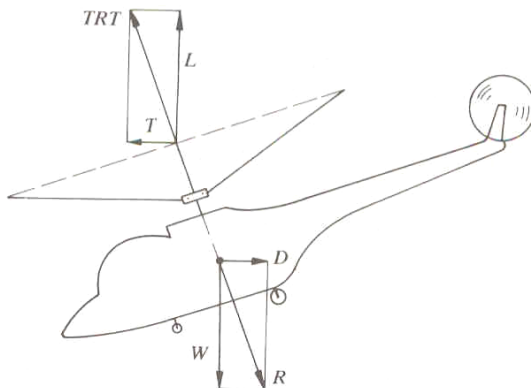
## 4.5 De helikopter in de lucht

### 4.5.1 Opstijgen

Bij het opstijgen moeten we genoeg lift creëren om het gewicht van de helikopter van de grond te krijgen. We doen dit door middel van de collectief rustig omhoog te trekken. Ook om te stijgen wordt de collectief omhoog getrokken. Hierdoor wordt de aanvalshoek van de hoofdrotorbladen verhoogd en zal ook de lift toenemen. Het opstijgen vraagt vermogen van de motor en om het toerental zogoed als constant te houden wordt er meer brandstof geleverd. Bij het dalen wordt het collectief omlaag gelaten zodat er minder lift is en de helikopter daalt.

### 4.5.2 Horizontale vlucht

Als men eenmaal in de lucht is kan men een horizontale vlucht inzetten. Als men de cyclic een bepaalde richting uit duwt laat die de schommelplaten kantelen. Zo krijgen de rotorbladen een andere aanvalshoek en bijhorende lift afhankelijk van de plaats waar ze zich bevinden. Zo krijgt men aan de ene kant van de rotor meer lift ( $L$ ) dan aan de andere kant en wordt een deel van de lift ( $L$ ) omgezet in voorwaartse trekkracht ( $T$ ). De resulterende



kracht ( $TRT$ ) is nog altijd niet gewijzigd maar de lift ( $L$ ) is afgenomen. Aangezien het gewicht ( $W$ ) van de helikopter nog niet is afgenomen zal de helikopter zakken. Om te voorkomen dat de helikopter gaat zakken zal de piloot meer collectief geven. Eenmaal in de vlucht zal de helikopter naar voren kantelen omwille van de luchtweerstand. De helikopter is in evenwicht eenmaal de voorwaartse trekkracht gelijk is aan de lucht weerstand en de lift gelijk is aan het gewicht.

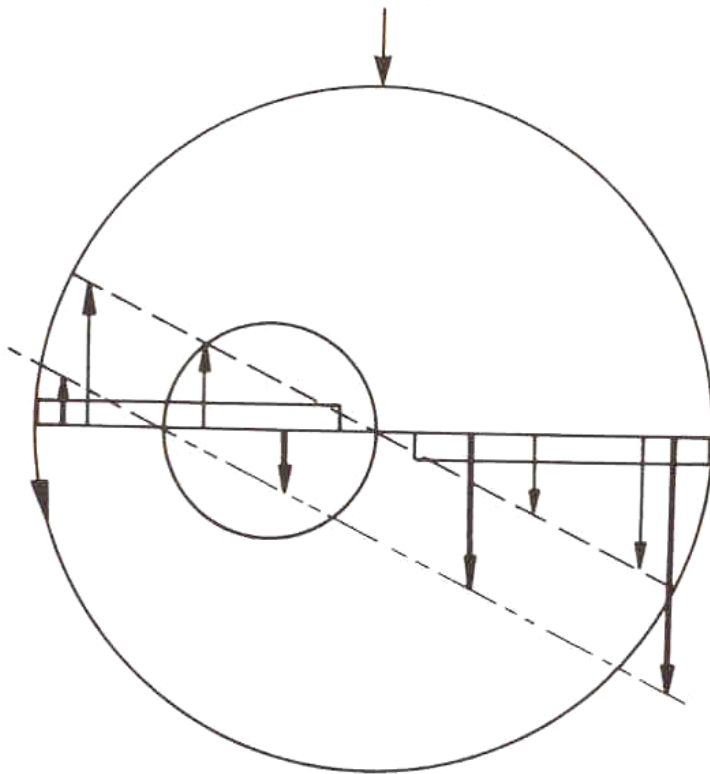
Als men de helikopter om zijn as wil laten draaien gebruikt de piloot zijn voetenstuur.

### 4.5.3 Autorotatie

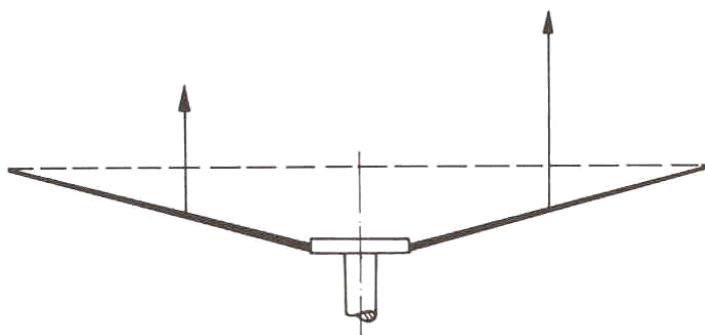
Autorotatie gebruikt de piloot als hij een noodlanding moet maken zonder motor. Bij autorotatie wordt de motor losgekoppeld van de tandwielkast zodat de rotorbladen blijven doordraaien. Als de helikopter in vrije val naar beneden valt wordt het collectief geheel naar beneden duwen. Zo wordt de rotor aangedreven door de lucht i p v door de motor. Bij dit manoeuvre zal de helikopter niet gaan tolleren om zijn as omdat de staartrotor nog steeds

verbonden is via de tandwielkast aan de hoofdrotor. Zo blijft de helikopter ook nog altijd bestuurbaar. Als de helikopter de grond nadert wordt de snelheid afgeremd door het collectief omhoog te trekken zodat de rotatie energie, opgeslagen tijdens het vallen, omgezet wordt in lift. De snelheid wordt ook gebroken door een glijvlucht in te zetten om zo neerwaartse snelheid om te zetten in voorwaartse snelheid.

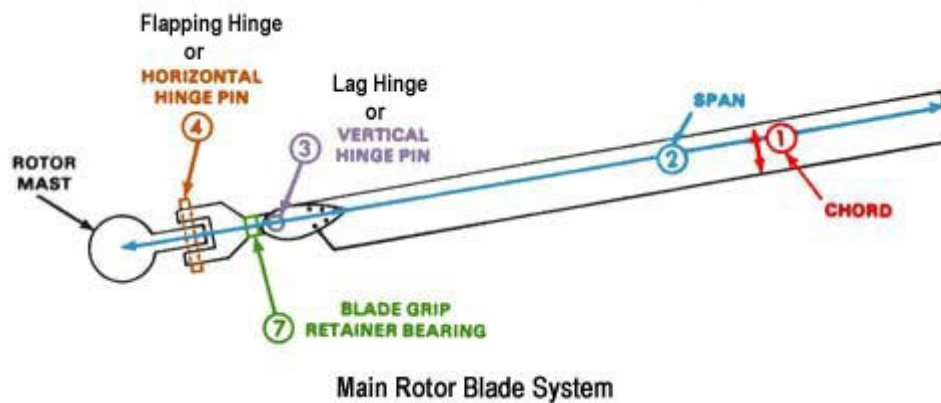
#### 4.5.4 Bijkomende reacties



Bij een helikopter die vooruit vliegt komt de lucht in de rotor met een bepaalde snelheid. Aan de kant van de rotor waar de lucht mee met de rotorbladen stroomt is de luchtsnelheid ten opzichte van die rotorbladen kleiner zijn dan aan de andere kant van de rotor. Daar stroomt de lucht tegen de rotorbladen en is er een grotere luchtsnelheid. Aangezien de lift afhankelijk is van de luchtsnelheid zal er dus een verschuiving zijn van de totale reactiekracht. Daardoor kan de helikopter kantelen als hij vooruit vliegt. Dit wordt meestal opgelost door de rotoras uit het center te plaatsen naar rechts of naar links, Dit hangt af van de draairichting.



Een andere bijkomende reactie is flapping. Als de rotorbladen rond draaien hebben ze een bepaalde traagheid. Deze hangt af van de massa van de rotorbladen en de omschreven diameter. Wanneer een rotorblad nu meer lift krijgt zal dit rotorblad omhoog stijgen. Doordat omhoogstijgen wordt de tipdiameter kleiner. Op het moment van de lift verandering zal het rotorblad nu vooruit sneller vliegen of achteruit trager. Deze snelheidsverandering komt doordat er nu rotatie energie over is( afkomstig van de traagheid). Deze problemen worden opgelost door het invoeren van flapping scharnieren waar de rotor bevestigd is.



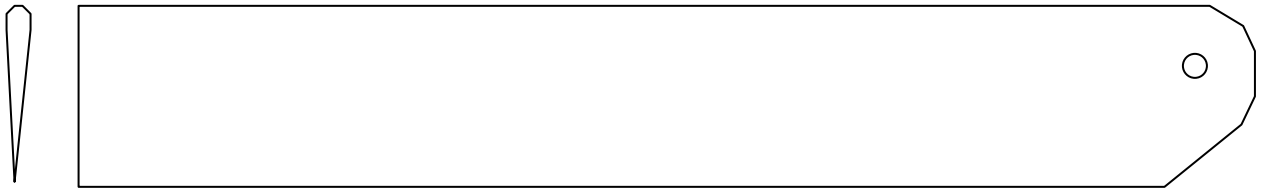
## 5 De praktische proef

### 5.1 Doelstelling

Als we de aërodynamica van een rotorblad bestudeerden vonden we een lift factor die de helikopter omhoog tilt. Om deze lift eens zelf te voelen hadden we gedacht aan een eigen praktische opstelling. Bij deze opstelling zouden we aan de hand van de aanvalshoek een bepaalde lift veroorzaken. We zouden dus de lift gaan meten die er opgewekt werd. Indien mogelijk zouden we ook het motor reactie koppel proberen te meten.

### 5.2 De rotorbladen

De rotorbladen zijn afkomstig van een modelbouw helikopter. We hebben ze aangekocht zonder bevestigingsstukken, deze konden we immers zelf maken. De lengte van een rotorblad is 650 mm en de breedte is 50 mm. Met de rotorbladen was ook een beschermfolie meegeleverd, deze is om de luchtwrijving minimaal te houden.

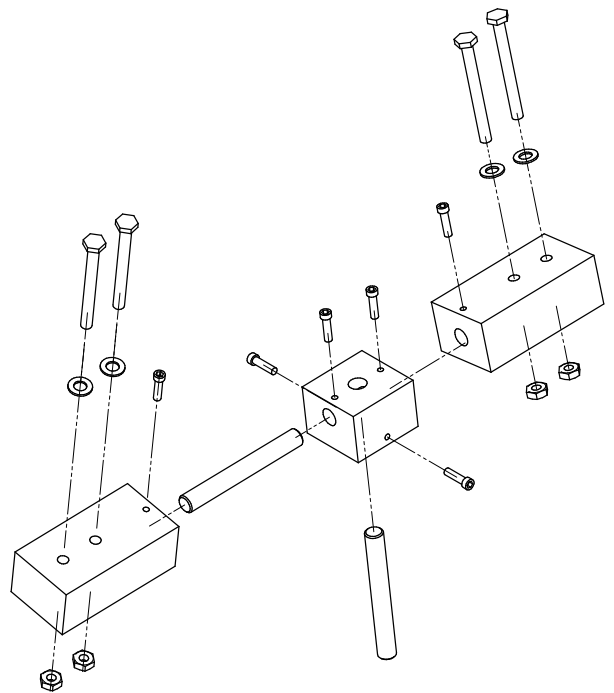


### 5.3 De bevestiging

De bevestiging stukken moesten de volgende voorwaarden hebben :

- Ze moesten de rotorbladen stevig vast houden, liefst door middel van de reeds aanwezige doorsnede (diameter: 6mm)
- Ze moesten de aanvalshoek gemakkelijk kunnen regelen.
- Het geheel moest stevig aan een motor hangen.

Enkele ontwerpen van deze zijn bijgevoegd als bijlage. Uiteindelijk is voor deze bevestiging gekozen :



Deze stukken lieten we maken in de werkplaats.

De diameter van de motoras werd pa later uitgeboord omdat we nog geen geschikte motor gevonden hadden. De rotorbladen werden stevig gemonteerd op de buitenste blokjes. De aanvalshoek konden we instellen doordat de buitenste blokjes op een as werden gemonteerd.



## 5.4 De motor

Voor de motor gingen we even op het internet waar we meer informatie vonden over motoren van modelbouwhelikopters. We beschikten over een motor van 120 W en een motor van 370 W. De motor van 370 W kwam dicht bij de meeste motoren gevonden op het internet. De motor van 370 W beschikt over een as van 14 mm.

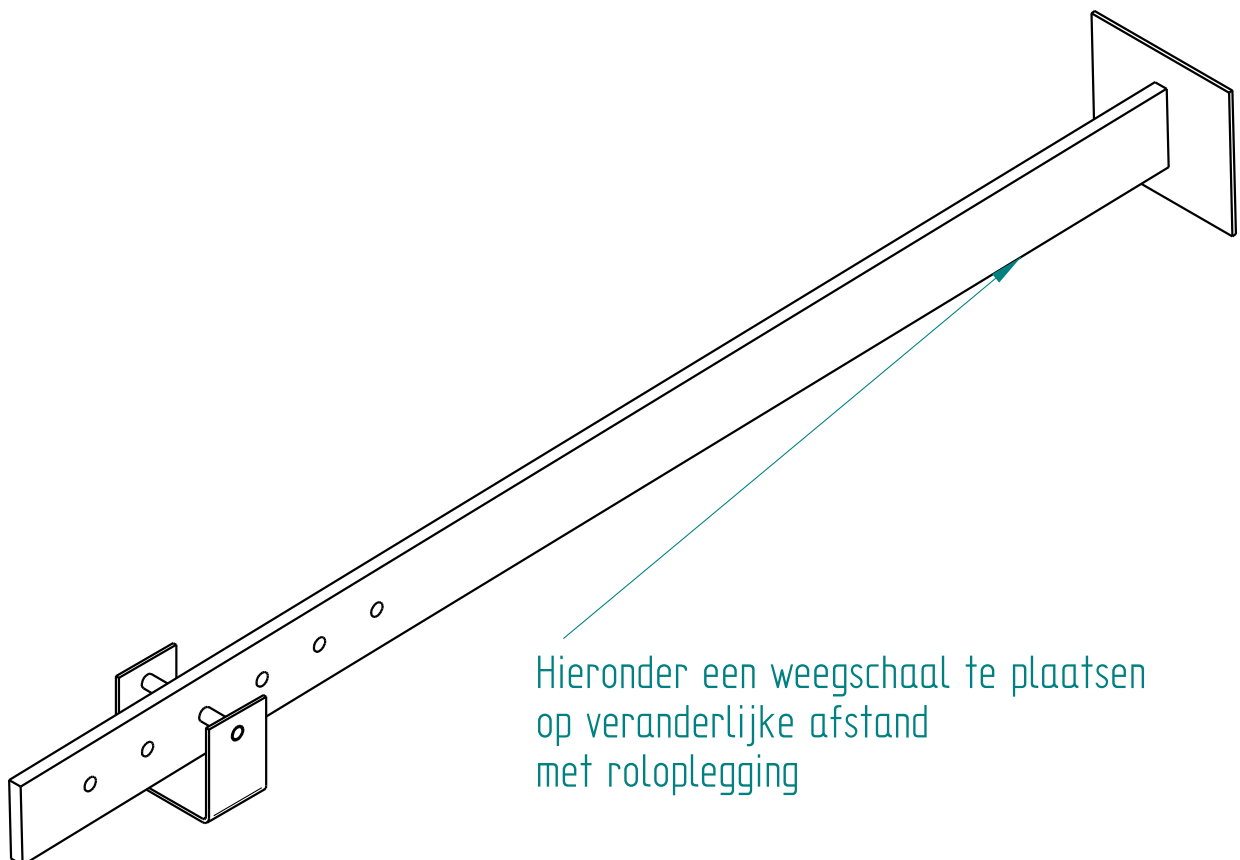
Voor de opendeurdag werd de motor van 120 W gebruikt omdat die veiliger uitkwam. De motor van 120 W heeft maar een as van 10 mm, daarom werd nog een koppelstuk aangemaakt om de doorsneden van 10 mm over te brengen naar 14 mm van het koppelstuk.

## 5.5 De bevestiging van de motor

Het grootste probleem was de bevestiging van de motor zodanig dat er een lift gemeten werd en eventueel een moment. Weeral werden verschillende ontwerpen gemaakt. Deze zijn dan ook terug te vinden bij de bijlagen. Uiteindelijk werd beslist dat we deze opstelling zouden gebruiken:

Het steunpunt werd in de boring het dichtst van de midden bevestigd. Aan de boring op het einde werd een contra gewicht bevestigd om de weegschaal niet te overbelasten. Door deze gewichten werd ook een groot deel van de trillingen opgevangen.

De Motor werd bevestigd op de plaat op het uiteinde. De weegschaal werd met behulp van een as van 3 mm diameter bevestigd. Het steunpunt werd aan de tafel bevestigd met 2 spanschroeven.



## 5.6 De frequentieregelaar

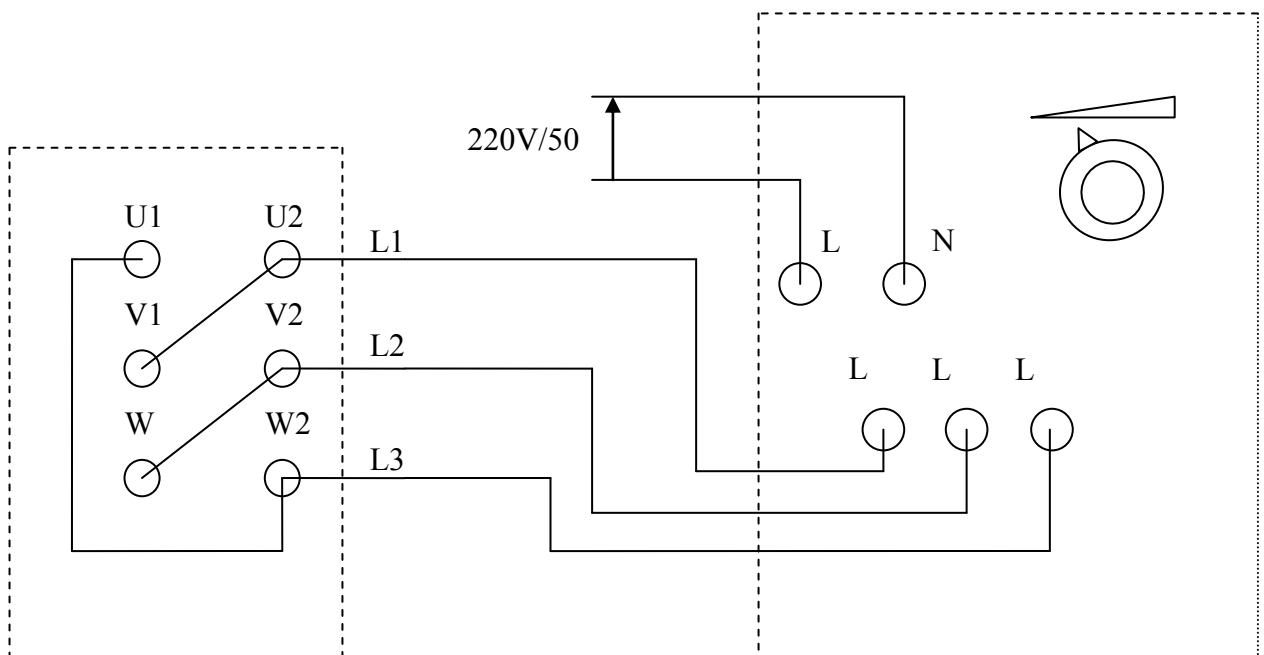
We gebruikten de frequentieregelaar die op school aanwezig is. Die moesten we instellen met behulp van de motorparameters. De belangrijkste zijn:

- Adres 81 : De nominale frequentie = 50Hz
- Adres 82 : Het nominale toerental = 2800 min<sup>-1</sup>
- Adres 83 : De nominale stroom = 1,76 A
- Adres 84 : De nominale spanning = 220 V
- Adres 85 : Het nominaal vermogen = 0,370 kW

Voor de opendeurdag werden deze ingesteld voor de motor van 120 W.

- Adres 81 : De nominale frequentie = 50Hz
- Adres 82 : Het nominale toerental = 2800 min<sup>-1</sup>
- Adres 83 : De nominale stroom = 0,86A
- Adres 84 : De nominale spanning = 220 V
- Adres 85 : Het nominaal vermogen = 0,120 kW

De motoren werden beiden in driehoek geschakeld. De frequentie regelaar werd gevoed door het net ( 220V / 50Hz ).



## 5.7 De opstelling

Voor de opstelling hadden we een stevige tafel nodig om alles op te monteren. Er zouden immers veel trillingen aan te pas komen.

Omdat er in de motor een slip optreedt tussen de magnetische rotatie en de mechanische rotatie konden we niet voortgaan op de frequentieregelaar om het toerental te meten.

Hiervoor gebruikten we een tacometer. De tacometer telt met behulp van een lichtje en een reflecterend strookje hoeveel toeren de motor draait. Dit strookje kleefden we op een van de vleugelprofielen. Als we de proef opstelling testen kwamen we veel te grote waarden uit voor de meting. De waarden waren dubbel zo groot als we bij een traag toerental zelf telden. Dit kwam omdat op de rotorbladen een folie is gekleefd om de luchtwrijving te verminderen. Die folie is wit en reflecteert dus ook de lichtstraal van de tacometer. Bij de proeven deelden we het resultaat van de tacometer door twee.

Voor de veiligheid van de proefnemers werd voor een metalen net gezorgd die rond de proefopstelling stonden. Door deze netten voelde de proef al heel wat veiliger.

## 5.8 De meting

De meting gebeurde in de meetkamer in onze school. Daar beschikten we over het nodige materiaal. De meetresultaten werden opgenomen in de computer.

Toerental	Ingestelde hoek in graden							
	7	10	12	14	16	18	20	
100	130	100	60	45	55	90	100	
200	225	250	210	190	300	330	330	
300	400	540	560	640	750	750	800	
400	630	900	1040	1150	1400	1400	1300	
500	1010	1530	1700	2000	2260			
600	1400	2200	2600	3000	3300			
700	1800	3000	3400					
800	2300	3900		De lift verkregen door de rotorbladen				
900	2900							

Als we hiervan een grafiek laten maken via Excel dan zien we duidelijk enkele bekende grafieken. De grafiek is niet volledig omdat de frequentie regelaar het vermogen van de motor beperkt tegen oververhitting.

### 5.8.1 De lift in functie van het toerental

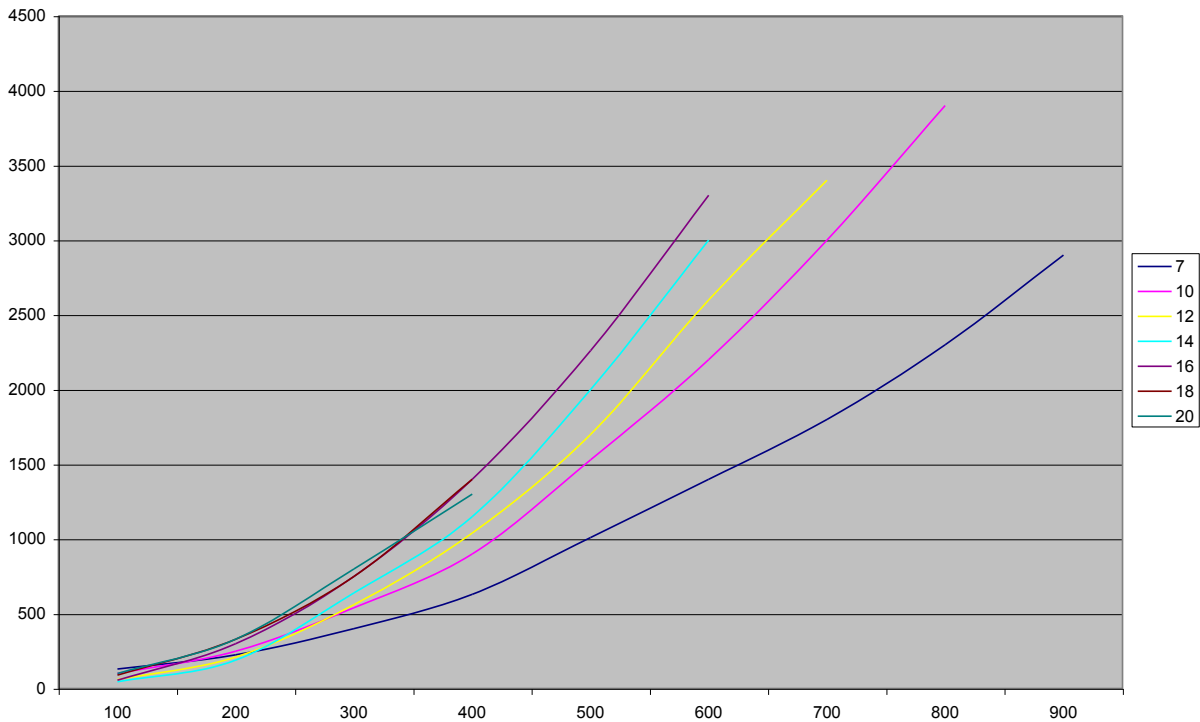
Als we deze grafiek opstellen zien we duidelijk een kwadratische functie.

$$L = C_D \times d \times \frac{V^2}{2} \times A$$

Deze kwadratische functie is af te leiden uit de formule van

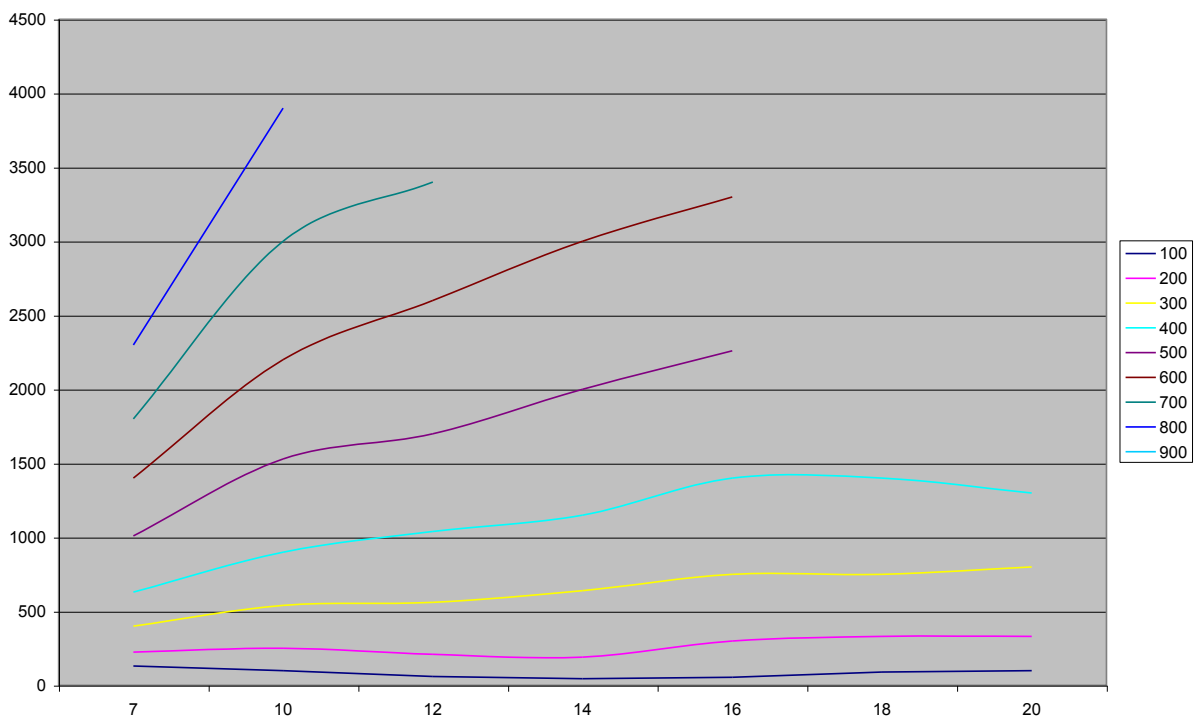
## de lift

Hier staat de snelheid van het vleugelprofiel in het kwadraat. Deze snelheid is ook recht evenredig met de snelheid. Vandaar de kwadratische functie



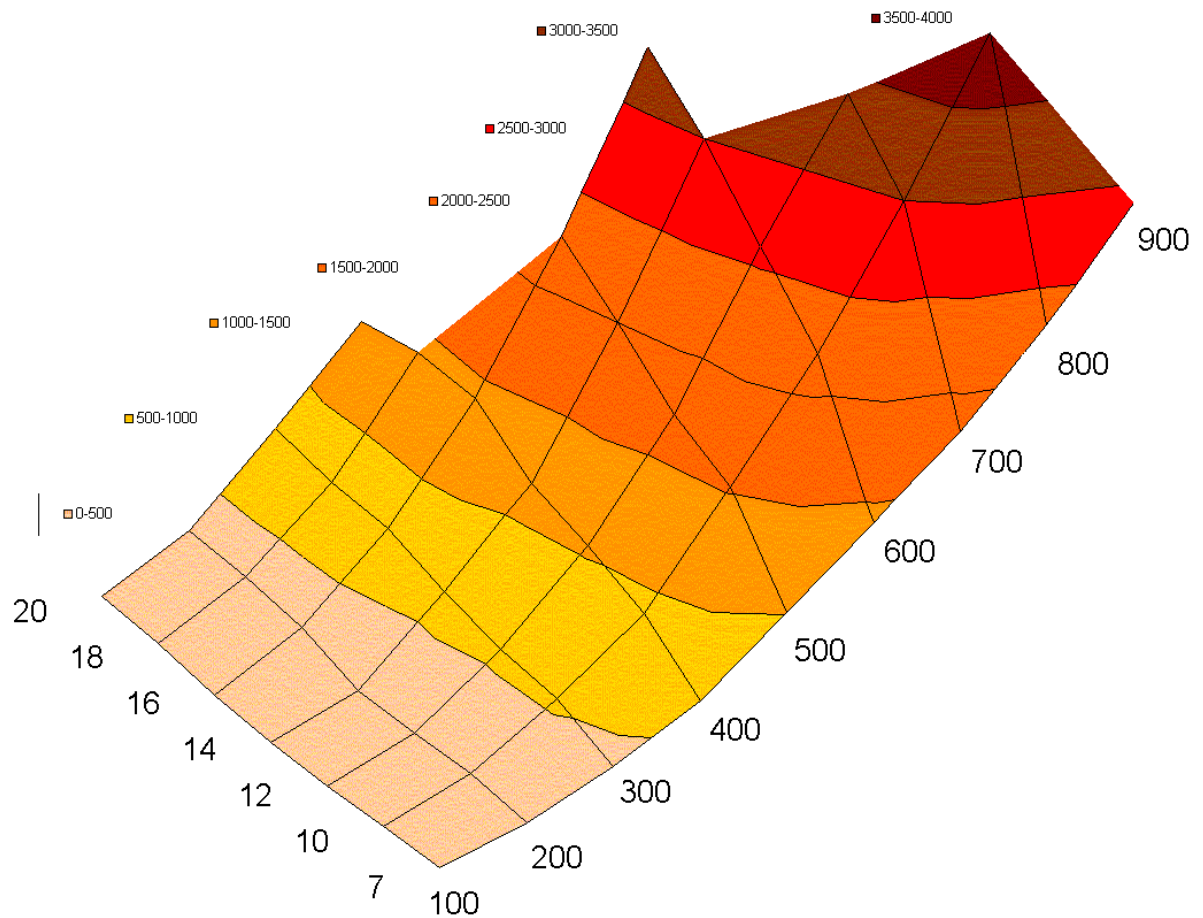
## De lift in functie van de ingestelde hoek

De ingestelde hoek is niet gelijk aan de aanvalshoek. Dit komt omdat de lucht al in een neerwaartse beweging is voordat het door de rotor gaat. Hierdoor ligt ook de grafiek wat verschoven naar rechts. De maximale lift wordt nog altijd bekomen rond een aanvalshoek van 16° maar als men dit omzet voor de neerwaartse lucht licht dit punt rond de 18°.



## 5.8.2 Lift vlak

Als we deze grafieken samenvoegen in een soort vlak van lift kan men duidelijk afleiden bij welk toerental een ingestelde hoek lift geeft.



## 6 Besluit

Bij het realiseren van dit eindwerk hebben we geleerd dat een helikopter veel meer is dan alleen maar een ronddraaiende rotor. Er komen heel wat verschillende krachten bij kijken, zodat het besturen van een helikopter een heel complexe zaak is. Dankzij het beheersen van al die krachten is de helikopter een heel functioneel transportmiddel. dat kan gebruikt worden voor heel uiteenlopende doeleinden.

Met de uitvoering van deze geïntegreerde proef is onze interesse voor de luchtvaart nog gestegen en is het misschien wel een factor die gaat meespelen in onze verdere studiekeuzes.

Torhout, juni '04

## 7 Bronnen

WAGTENDONK, W.J., Principles of helicopter flight, Aviation Supplies & Academics, inc., New Castle, Washington, 1996, 275 blz.

MACAULAY, D., ARDLEY, N., Over de werking van de kurkentrekker en andere machines, Van Holkema & Warendorf, Amsterdam, 2000, 400 blz.

BRAUWERS, C.H.C., Helikopters, Delta Press B.V., Overberg, 1992

TURKKIE, Helikopters, internet, 2003-12-02, (<http://huiswerk.scholieren.com/werkstukken/verslag.php?verslagid=15386>)

BECUWE, I., Aerosite, internet, 2003-10-15, (<http://users.skynet.be/aerosite/>)

K., Fly Heli, internet, 2003-10-15, (<http://www.flyheli.de/english/eheli2frame.htm>)

VAN DEN BOSCH, R., Helikopters, internet, 2004-05-02, (<http://www.montessori-de-triangel.nl/helikopters.htm>)

Factsheet Chinook CH-47D, internet; 2003-10-15, ([http://www.mindef.nl/nieuws/media/170403\\_chinook.html](http://www.mindef.nl/nieuws/media/170403_chinook.html))

ROBBY, G., Oefenen autorotatie, internet, 2003-10-20, ([http://www.helikopters.nl/Robbie\\_G.html](http://www.helikopters.nl/Robbie_G.html))

Thai Technics, Principle of helicopter Flight, internet, 2004-01-12, ([http://www.thaitechnics.com/helicopter/heli\\_principle.html](http://www.thaitechnics.com/helicopter/heli_principle.html))

Russian, Kamov Ka-52 "Alligator", internet, 1997, (<http://avia.russian.ee/vertigo/ka-52-r.html>)

Kulikovair, NOTAR Helicopter Design, internet, 1999, (<http://www.kulikovair.com/Notar.htm>)

Helicfi, Principles Of Flight Lesson, internet, 2002-12-29, (<http://www.helicfi.com/princ2.htm>)

Scalehelis, Models and People at the Vertical Challenge, internet, 2003-10-20, (<http://www.scalehelis.com/flyin/vert/vert.html>)

## 8 Bijlagen