

ACHIM SVEN ENGELS

<http://www.fokker-team-schorndorf.de>

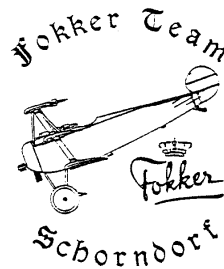
DEUTSCHE FLUGZEUGTECHNIK 1900-1920 CD 1

Abhandlung über die Aerodynamik des FOKKER

DR.I

aus dem Kriegsjahr 1917

Alle Rechte vorbehalten



insbesondere die der Vervielfältigung

Umformulierung, Übersetzung

Datentransfer und Datenspeicherung jeglicher Art

sowie alle Verfilmungs-, Sende-, Vortrags- und Publikationsrechte. Nachdruck, auch auszugsweise, ohne schriftliche Genehmigung verboten. 1.Auflage 100 Exemplare 1996

ISBN 3-930571-52-8

C 1996 by Achim Sven Engels

C CD-ROM 2001 by Achim Sven Engels ISBN 3-930571-53-6

Design: Achim Sven Engels Inhalt: Achim Sven Engels Druck: **Querdenker AutorenUnion**

Nederlandse vertaling: Hans Appel

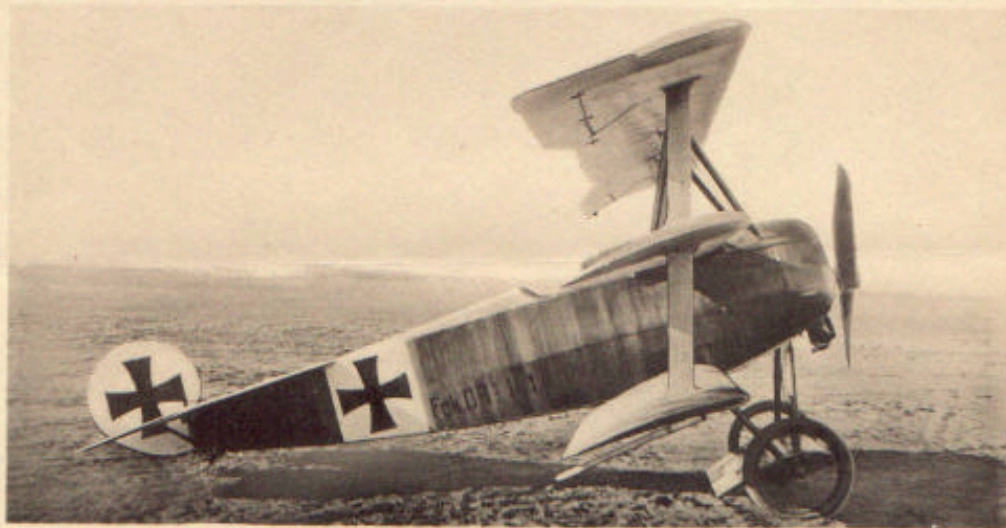
printed in Germany

Ansicht schräg v. vorn

*Fok. Dr.I
Le Rhône (Beutemotor)
110 Pfl.*



Seitenansicht



Ansicht schräg von hinten



Gedruckt in der Lichtbildschneidet
der Projektion des Lichtbildes.

Vorwort

Die Entwicklung der Luftfahrttechnologie schritt in der Zeit des "Luftkriegs 1914 - 1918" beispiellos schnell voran.

Zu Beginn dieses Krieges wurden die wenigen verfügbaren einfachen und nicht bewaffneten Flugzeuge nur zur Aufklärung und Beobachtung eingesetzt. Während des Konflikts verwandelte sich das Flugzeug in eine Waffe. Das bedeutete die Entwicklung von Kampfflugzeugen, Bombern, Wasserflugzeugen, Triebwerken, Spezialwaffen usw. usw.

Ein Niederländer hat einen unvergesslichen Beitrag zu diesen Entwicklungen geleistet, sein Name: Anthony Fokker. Zusammen mit seinem Ingenieurteam entwarf er Flugzeuge einer besonderen Klasse.

In Deutschland gibt es eine Gruppe: "FOKKER-TEAM-SCHORNDORF", die sich mit der deutschen Luftfahrttechnik von 1900 bis 1920 befasst, und hier speziell mit Fokker Flugzeugen. Sie forschen nicht nur, sondern bauen sogar Flugzeuge. Und das alles unter der Führung von Achim Engels, einem weltberühmten Phänomen auf diesem Gebiet.

Achim baut nicht nur Flugzeuge, sondern veröffentlicht auch seine technischen Forschungsergebnisse. Dies ist für Interessierte sehr wichtig, da technische Veröffentlichungen aus dieser Zeit nicht immer verfügbar sind und schon gar nicht in niederländischer Sprache.

Deshalb war es mir eine Freude, diese Broschüre über die technischen Aspekte des Fokker-Dreideckers aus der deutschen Sprache ins Niederländische übersetzen zu können. Es gibt eine gute Vorstellung davon, wie dieses Flugzeug zu dieser Zeit entworfen wurde, und ich fand es eine Herausforderung, es in Fokkers Muttersprache verfügbar zu machen.

Hans Appel

Voorwoord

De ontwikkeling van luchtvaart technologie ging in de periode van de "Luchtoorlog 1914 - 1918" ongekend snel.

Aan het begin van deze oorlog werden de weinige eenvoudige niet bewapende vliegtuigen die beschikbaar waren slechts ingezet voor verkenning en observatie, gedurende het conflict veranderde het vliegtuig in een wapen. Dat betekende de ontwikkeling van jachtvliegtuigen, bommenwerpers, watervliegtuigen, motoren, speciale wapens, enz., enz.

Aan deze ontwikkelingen heeft één Nederlander een onvergetelijke bijdrage geleverd, zijn naam: Anthony Fokker. Samen met zijn team van ingenieurs ontwierp hij vliegtuigen en zelfs wapensystemen van een bijzondere klasse.

In Duitsland is een groep mensen verenigd in het "FOKKER-TEAM-SCHORNDORF". Zij houden zich bezig met de Duitse luchtvaarttechnologie uit de periode 1900 - 1920 en doen specifiek onderzoek naar Fokker vliegtuigen. Er worden zelfs vliegtuigen met luchtwaardigheid certificaten gebouwd. En dat alles onder leiding van Achim Engels, een wereld bekend fenomeen op dit gebied.

Achim bouwt niet alleen vliegtuigen maar hij publiceert ook zijn technische onderzoeksresultaten. Dat is voor de geïnteresseerden van groot belang want technische publicaties uit die tijd zijn niet altijd makkelijk voorhanden, en al helemaal niet in de Nederlandse taal.

Daarom was het voor mij een genoegen dit boekje met betrekking tot de technische aspecten van de Fokker driedekker, de Dr.I, te mogen vertalen. Het geeft een goed beeld hoe in die tijd dit vliegtuig werd ontworpen en ik vond het een uitdaging om een en ander in Fokkers moedertaal beschikbaar te stellen.

Hans Appel

1. De kracht van de lucht en de luchtweerstand	6
1.1. De luchtdruk	6
1.2. De stuwdruk	10
1.3. Weerstand	13
1.4. De luchtweerstand van verschillende objectvormen	16
1.5. Luchtweerstand en andere krachten in de lucht	21
2. De vleugels	23
2.1. Basisconcepten van lift, weerstand en glijhoek.	23
2.2. De afhankelijkheid van de lift A en de weerstand R van de invalshoek α	24
2.3. Doorsnede en ontwerp van de vleugel	28
2.4. Drukverdeling, oppervlaktebelasting en constructie	31
2.5. Snelheid horizontale vlucht en trekkracht bij een bepaalde invalshoek	36
3. De propeller	37
3.1. Vorm en effect van een propeller	37
3.2. Trekkracht en weerstandsmoment van de propeller	39
3.3. Propellerkracht en efficiëntie	42
4. De interactie van de vleugel met propeller en motor	43
4.1. De propeller en de motor	43
4.2. De propeller, de motor en de vleugel	46
4.3. Stijgen en dalen	49
4.4. Vlieghoogte	52
4.5. Het belang van de propeller voor vliegprestaties	55
5. Controle, stabiliteit, stabilisatie	56
5.1. Algemeen	56
5.2. Het zwaartepunt en de gemiddelde drukverdeling op de vleugel	59
5.3. Het handhaven van evenwicht	62
5.4. Krachten op de roeren en het traagheidsmoment van Dr.I	64
5.5. Roeroverbrenging en de krachten om deze te activeren	68
5.6. Werking van de bediening	70
5.7. De topas stabiliteit van de driedekker	72
5.8. Invloed gyroscopische uitwerking der draaiende delen van de motor	77
6. Het landingsgestel van de driedekker	79
6.1. Landingsgestel en staart-ski	79
6.2. De start	80
7. De "knik" in de romp	85

1. De kracht van de lucht en de luchtweerstand

1.1. De luchtdruk

Castelli Evangelista Torricelli (* 15.10.1608 - 25.10.1647) werd op aanbeveling van zijn leraar, Galilei, in 1641 zijn opvolger als hofwiskundige van de groothertog van Toscane.

In die tijd hield Torricelli zich bezig met het bestuderen van het gedrag van verschillende stoffen en onderzocht wat er gebeurde als ze elkaar aan wederzijdse druk blootstelden. Hij ontdekte dat een zuiger gevuld met kwik als deze ondersteboven in een vat wordt gehouden, tot op zekere hoogte leeg liep zolang er voor werd gezorgd dat er geen lucht bij kon. Hij leidde hieruit af dat de omringende lucht een druk uitoefende op het kwik dat in de zuiger achterbleef. Hij merkte ook dat in de loop van de tijd de hoogte van het kwik langzaam varieerde in de zuiger. Daarom nam hij aan dat de omgevingsluchtdruk aan het veranderen was. Alle andere vloeistoffen vertoonden ook hetzelfde gedrag. Hij noemde zijn instrument de barometer.

Men kent deze druk onder de naam luchtdruk. De druk die de atmosferische lucht op een bepaald oppervlak uitoefent. Onder normale omstandigheden is de luchtdruk $1,036 \text{ kg / cm}^2$ op zeeniveau. Je kunt dit het beste begrijpen door je een hol object voor te stellen waar de lucht uit wordt gepompt om vacuüm te bereiken. Op dat moment wordt op het buitenoppervlak een druk van $1,036 \text{ kg / cm}^2$ uitgeoefend. De uitdrukking "**atm**" werd een afkorting voor de meeteenheid van kg / cm^2 of "atmosfeer". De normale gemiddelde luchtdruk bedraagt dus 1.036 atm.

De gebruikelijke maat voor het meten van de luchtdruk is de hoogte van de kwikkelom in de barometer. De reden waarom Torricelli besloot om het medium kwik te gebruiken is dat het soortelijk gewicht van het vloeibare metaal kwik $13,60 \text{ kg / l}$ of $13,60 \text{ kg / dm}^3$ is, daardoor is het totale gewicht van een kolom met een doorsnede van 1 cm^2 en een hoogte van 762 mm precies $0,01 * 7,62 * 13,60 = 1,036 \text{ kg}$ is. Dit is op zijn beurt precies de luchtdruk die inwerkt op een oppervlakte van 1 cm^2 . Dus de barometerstand van 1 atm ligt op een omgevingsdruk op 762 mm. Als de luchtdruk afneemt, wat een effect heeft op het kwik, verandert de aflezing in de kolom dienovereenkomstig.

Omdat de dichtheid van de lucht van speciale betekenis is voor het vliegen, noemen we hier de drie belangrijkste wetten van de luchtdichtheid:

1. De dichtheid van de lucht heeft altijd een gelijke waarde in elke luchtlaag. Dit geldt ook voor plaatsen die ver van elkaar verwijderd zijn.
2. Bij toenemende hoogte in de luchtlagen neemt de luchtdruk nagenoeg gelijkmatig af.

3. De afname van de luchtdichtheid houdt direct verband met de temperatuur op grondniveau en de afname van die temperatuur met toename van de hoogte.

De mate waarmee de temperatuur bij toenemende hoogte afneemt, wordt "temperatuurgradiënt" genoemd. De hoeveelheid is ongeveer 0,5 graad Celsius per 100 m, maar ligt in ieder geval tussen 0 graden Celsius en 1 graad Celsius.

Hierbij kan nog worden opgemerkt dat de afname van de luchtdichtheid, toeneemt met de grootte van de temperatuurgradiënt, en des te groter is naarmate de temperatuur op grondniveau lager is.

Men mag er natuurlijk niet van uitgaan dat de barometerstand op de grond altijd 762 mm zal zijn. De invloed van de barometerstand op grondniveau is echter van ondergeschikte betekenis aan de afname van de luchtdichtheid bij toenemende hoogte.

Bij de aanname dat lucht een "ideaal gas" is met de gasconstanten $R = 29,24$ (dit wordt berekend door het quotiënt van de druk bij een bepaald volume en de absolute temperatuur) zijn er theoretische tabellen die de luchtdruk in mm van kwikkolom voor verschillende temperaturen op grondniveau en temperatuurgradiënten aangeven. Zie tabel nr.1.

Met behulp van deze puur theoretische berekeningen is het mogelijk om de verlaging van de luchtdruk te gebruiken voor het meten van de hoogte door een gekalibreerde barometrische schaal af te lezen. Omdat de luchtdichtheid echter - zoals hierboven al vermeld - van meerdere factoren afhankelijk is en sowieso zeer sterk fluctueert, is de specificatie van de barometrische hoogteschaal gebaseerd op relatief onzekere aannames van de temperatuurgradiënt, de temperatuur op grondniveau enz. Daarom kunnen deze "metingen" louter worden beschouwd als redelijk exacte schattingen.

De dichtheid van de lucht heeft een directe invloed op het soortelijk gewicht. Men spreekt ook wel over het volume van de lucht. We bedoelen hier het gewicht van een gedefinieerde eenheid van het gas "lucht". Als regel is de eenheid van het volume, die wordt gebruikt voor berekeningen, m^3 samen met de gewichtseenheid kg. Als een algemene uitdrukking voor het volume van een stof is het Griekse karakter van τ (Gamma.)

Hoogte in meter	Temperatuur op grondniveau 0°C			Temperatuur op grondniveau 10°C			Temperatuur op grondniveau 20°C		
	Temperatuur op elke 100m:			Temperatuur op elke 100m:			Temperatuur op elke 100m:		
	0°C	0,5°C	1°C	0°C	0,5°C	1°C	0°C	0,5°C	1°C
0	762	762	762	762	762	762	762	762	762
1000	671	671	671	675	675	674	678	677	677
2000	593	590	587	598	596	593	603	601	598
3000	523	517	512	530	525	519	537	532	527
4000	462	453	443	470	462	452	478	470	461
5000	407	395	381	416	405	392	425	414	402
6000	359	344	326	369	354	347	378	364	348
7000	317	298	277	327	309	288	337	319	300
8000	280	258	233	290	269	245	300	279	256

Tabel nr.1

Luchtdruk in mm kwikkolom voor hoogtes van 0 tot 8000 m bij verschillende grondtemperaturen en temperatuurgradiënten

Het soortelijk gewicht van de lucht bij een omgevingstemperatuur van 10 graden Celsius en een barometerstand van 762 mm is exact 1,252 kg / m³. Het volume van de lucht heeft een directe relatie met de temperatuur en de luchtdruk.

A.) Verandering van de atmosferische druk

Als de atmosferische druk verandert, verandert het volume van de lucht proportioneel hiermee. Als het volume van de lucht 1,252 kg / m³ is zoals hierboven genoemd, dan neemt het volume van de lucht af zodra de luchtdruk daalt. Dus, wat is het volume van de lucht bij een temperatuur van 10 graden Celsius en een atmosferische druk van 567 mm kwikkolom? Dit kan eenvoudig worden berekend. Men moet 1,252 vermenigvuldigen met de verhouding 567: 762. Of te wel: $1.252 \cdot 567 : 762 = 0.932 \text{ kg / m}^3$. Hieruit kunnen we ook de eerste formule voor de berekening van het luchtvolume afleiden door de variabele "b" te gebruiken voor de barometerstand (kolomhoogte van kwik). Daarmee hebben we de volgende vergelijking:

$$\tau = \tau_1 \cdot (b : 762)$$

Hier is τ_1 het soortelijk gewicht van de lucht bij 10 graden Celsius en 762 mm hoogte van de kwik kolom.

B.) Verandering van de temperatuur

Zodra de temperatuur verandert, verandert ook het volume van elke stof, dat geldt dus ook voor lucht. We kunnen dit verklaren: wanneer de uitzetting wordt veroorzaakt door de toenemende oscillatie van de atomen, ontstaat er een toenemende temperatuur en daarom past er minder van de stof in één m³ als de vaste eenheid. Het zogenaamde uitzettingscoëfficiënt van de lucht bij 0 graden Celsius ligt rond de 1/273. Elk luchtvolume wordt dus vergroot bij verwarming van 0 graden Celsius tot 1 graden Celsius met 1/273 deel van het vorige volume.

Bij +10 graden Celsius is het volume van de lucht is τ_1 .

Hoe verandert het volume bij dezelfde barometerstand en een stijging van de temperatuur naar 20 graden Celsius? Een luchthoeveelheid met een volume van 1 m³ bij 0 graden Celsius zal het volume bij 10 graden Celsius veranderen naar $283 / 273 \text{ m}^3 = 1 + 10 / 273$ en $293 / 273 \text{ m}^3$ en bij 20 graden Celsius dienovereenkomstig naar $1 + 20 / 273$. In dezelfde term verandert het volume van de lucht bij verschillende temperaturen, verandert ook het gewicht. Als wordt aangenomen dat τ_1 de waarde is bij 10° C, dan geldt voor 20 graden Celsius het volgende:

$$\tau = \tau_1 * (283 : 273) = 0,966 \tau_1$$

Dit zou in het algemeen zijn voor de temperatuur:

$$\tau = \tau_1 * (283 : (273 + t))$$

De twee zojuist genoemde eigenschappen kunnen in één formule worden samengevat:

$$\tau = \tau_1 * (b : 762) * (283 : (273 + t))$$

Het luchtvolume voor elke willekeurige hoogte en de individuele temperatuurgradiënten en grondniveau temperaturen vindt zijn respectieve luchtvolume onder raadpleging van de waarden in tabel nr. 1 en kan met deze formule worden berekend.

Men moet er echter rekening mee houden dat de gegevens die in tabel nr. 1 staan, theoretisch zijn berekend. Deze zijn mogelijk, zoals al opgemerkt, niet 100 procent correct. Voor de temperatuurgradiënt van 0,5 graden Celsius per 100 m toenemende hoogte zijn de resultaten weergegeven in tabel 2.

Men begrijpt dat de dichtheid van de lucht het quotiënt is van zijn volume met de zwaartekracht $g = 9,81 \text{ m / sec}^2$. Onder voorwaarde dat de temperatuur 10 graden Celsius is en de barometerstand 762 mm bedraagt, is de dichtheid van de lucht $\tau_0 : g = 1,252 : 9,81 = 0,128$, dat is $1/8$. De waarde $1/8$ is de gemiddelde gemiddelde waarde die is ingesteld voor de dichtheid van de lucht op grondniveau. De dichtheid van de lucht neemt af tot bijna de helft op grotere hoogten. De letter "m" wordt ingesteld voor het quotiënt $\tau : g$ in de volgende berekeningen. Voor de aerodynamica en de berekeningen is de variabiliteit van de samenstelling van de dichtheid van de lucht altijd van groot belang.

Hoogte in meter	Temperatuur op grondniveau 0°C			Temperatuur op grondniveau 10°C			Temperatuur op grondniveau 20°C		
	Temperatuur	τ	$\tau:g=m$	Temperatuur	τ	$\tau:g=m$	Temperatuur	τ	$\tau:g=m$
0	0°C	1298	132	10°C	1252	128	20°C	1210	123
1000	-5°C	1165	119	5°C	1129	115	15°C	1094	112
2000	10°C	1044	106	0°C	1015	104	10°C	988	101
3000	-15°C	933	95	-5°C	911	93	5°C	890	91
4000	-20°C	833	85	-10°C	816	83	0°C	800	82
5000	-25°C	741	76	-15°C	730	74	-5°C	719	73
6000	-30°C	658	67	-20°C	651	66	-10°C	644	66
7000	-35°C	583	59	-25°C	579	29	-15°C	575	59
8000	-40°C	515	53	-30°C	514	52	-20°C	513	52

Tabel nr.2

Volume τ in kg / m^3 en de dichtheid $m = \tau : g$ bij hoogtes tot 8000 m bij een grondniveau druk van 762 mm kwikkolom plus een temperatuurgradiënt van 0,5 graden Celsius per 100 m

Hoogte in meters	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000
Dichtheid in %	90	81	73	65	58	52	46	41

1.2. De stuwdruk

De in paragraaf 1 genoemde regels voor het veranderen van de atmosferische druk op verschillende hoogtes zijn van toepassing op zowel stilstaande als bewegende lucht. Voor onze beschouwing hier wordt alleen met stilstaande lucht gemodelleerd. Hierbij moet

echter worden vermeld dat er ook onregelmatige bewegingen zijn, die natuurlijk ook de aerodynamische eigenschappen van een vliegtuig beïnvloeden. Men spreekt hier van turbulentie. Deze onregelmatige bewegingen van de lucht vinden plaats in de onmiddellijke nabijheid van objecten die door de lucht worden bewogen. Dit is te verklaren door het feit dat de luchtdeeltjes die rond het object zweven het oppervlak van het object op volle snelheid volgen of juist vermijden. Deze volg-beweging gaat verloren als de luchtdeeltjes verder weg zijn, waardoor de wrijving tussen de individuele atomen turbulentie veroorzaakt. Om deze reden zien we turbulentie (niet-uniforme bewegingen) in de lucht nabij het object dat erdoorheen beweegt.

Hand in hand met deze ongelijke snelheidsverdeling van luchtdeeltjes op verschillende afstanden van het object, gaat dit gepaard met een verandering in luchtdruk. De relatie tussen deze druk- en snelheidsverschillen wordt gevormd door een basiswet van de mechanica:

$$\text{Kracht} = \text{massa} * \text{versnelling}.$$

Hoe dit alles met elkaar in verband staat, willen we hieronder nader bekijken.

Stel je een gelijkmatige stroom voor van meerdere luchtdeeltjes die elkaar opvolgen met een éénparige versnelling voor, over een afgelegde afstand $AB = l$. Men kan de kracht, de massa en de versnelling van de luchtdeeltjes berekenen.

De kracht in punt A is $p_1 * f$ de kracht in punt B is $p_2 * f$. De snelheid van de luchtdeeltjes in A is v_1 en in B is v_2 . De gemiddelde doorsnede van de luchtstroom = f .

De kracht $p_1 * f$ werkt nu in de bewegingsrichting en de kracht $p_2 * f$ werkt tegen de bewegingsrichting in. Hieruit volgt dat de **kracht** van de betreffende luchtdeeltjes kan worden berekend met $(p_1 - p_2) * f$.

De **massa** van de luchtdeeltjes van de luchtstroom kan worden afgeleid uit $m * f * l$, m omdat dit de luchtdichtheid van de eenheid beschrijft.

Versnelling noemen we de toename van snelheid per tijdseenheid. Als we nu dit product van gemiddelde snelheid gelijk stellen aan $(v_1 + v_2) : 2$, is het resultaat de tijd van het quotiënt afstand / snelheid = $l : ((v_1 + v_2) : 2) = 2l : (v_1 + v_2)$ en de versnelling dienovereenkomstig :

$$(v_1 - v_2) : (2l : (v_1 + v_2)) = (v_2^2 - v_1^2) : 2l.$$

Als we deze expressie vermenigvuldigen met de massa van de luchtstroom $m * f * l$, krijgen we nu de vorm $m * f * ((v_2^2 - v_1^2) : 2)$. Als we dit product van massa * versnelling

nemen stel de resulterende kracht ($p_1 - p_2$) * f gelijk, dan valt het dwarsdoorsnede f van de luchtstroom uit de vergelijking dan hebben we:

$$p_1 - p_2 = m * ([v_2^2 - v_1^2] : 2) = m * (v_2^2 : 2) - m * (v_1^2 : 2).$$

Uit de afleiding van deze formule zien we dat het drukverschil tussen twee punten gelijk is aan het verschil tussen de producten van dichtheid met de helft van de snelheid in het kwadraat. Dit heet de dynamische druk en wordt in berekeningen afgekort met de letter **q**. Hierbij geldt:

$$p_2 - p_1 = m (v_1^2 : 2)$$

Omdat **m** de massa in de ruimte is, noemt men de drukhoogte ook wel de "levende" kracht van de lucht in de ruimte. Net als de luchtdruk wordt ook de drukhoogte gemeten in kg / oppervlakte-eenheid, of kg / m².

Als aanvullende opmerking kan worden opgemerkt dat bijvoorbeeld de dynamische druk q bij een snelheid van 40 m / sec. (144 km / u) en een normale luchtdichtheid van 1/8, (1: 8) * (1600: 2) = 100 kg / m².

De drukhoogte kan ook worden op de volgende manier worden verklaard. Stel je een object voor dat door de lucht beweegt. Aan de voorkant zal er een punt zijn waar de snelheid van de luchtdeeltjes nul zal zijn en ze zullen zich splitsen en rond het object stromen. De overdruk die op dit punt wordt gecreëerd, is de drukhoogte **q** die verband houdt met de snelheid van het object.

Men kan nu ook de formule voor het drukverschil van de drukhoogte $p_1 - p_2$ met de aanduiding **q** in een vergelijking invoeren:

$$p_1 - p_2 = q_1 - q_2$$

of

$$p_1 + q_1 = p_2 + q_2.$$

Dit geeft op zijn beurt aan dat de som van luchtdruk en drukhoogte op elk punt op de eerder voorgestelde luchtstroom hetzelfde is. Men kan spreken van een constante die de som van drukhoogte en luchtdruk is, omdat:

Hoe hoger de snelheid en dus de drukhoogte op een bepaald punt, hoe lager de luchtdruk en vice versa.

(Dit is ook de reden voor de vorming van een onderdruk aan de bovenzijde van een gebogen vleugel en een overdruk aan de onderzijde.)

1.3. Weerstand

Zodra een object door de lucht beweegt, kan iedereen gemakkelijk zelf voelen dat er een kracht is die tegen de bewegingsrichting in is gericht. Dit fenomeen is heel gemakkelijk te verklaren.

Op het oppervlak van het object dat in de richting van de beweging is gericht, is er een ophoping van deeltjes die rond het object stromen, die a.h.w. "vastlopen". Deze blokkering resulteert in een toename van de weerstand, tegen de bewegingsrichting in. Dit is een toename van de stuwdruk of overdruk. Op de achterkant van het object vormt zich een onderdruk.

Uit deze twee verschillende grootheden ontstaat een kracht die tegengesteld is aan de bewegingsrichting door de lucht, de zogenaamde "weerstand". De weerstand wordt aangegeven met de letter "**W**" en gemeten in kg / m².

De volgende formule wordt gebruikt om de luchtweerstand **W** te berekenen die effect heeft op een vleugel:

$$a.) \mathbf{W} = \mathbf{z} * \mathbf{m} * \mathbf{F} * \mathbf{v}^2$$

De respectievelijke letters staan in deze berekening voor de volgende parameters:

W = weerstand in kg / m²,

z = weerstandscoefficiënt (een abstract getal of coëfficiënt),

m = gemiddelde waarde van de luchtdichtheid (normaal 1/8),

F = oppervlakte van de voorkant van het object,

V² = snelheid in het kwadraat.

We willen de afzonderlijke onderdelen van deze formule hieronder toelichten.

Het weerstandscoefficiënt **z**

De weerstandscoefficiënt **z** is een niet benoemde hoeveelheid luchtweerstand, die afhankelijk is van de vorm, de doorsnede, en de samenstelling, van het oppervlak van het object dat door de lucht wordt voortbewogen.

Daarbij rijst natuurlijk de vraag hoeverre hiernaar moet worden gekeken in afhankelijkheid van de luchtdichtheid, de voorkant van het object en de snelheid van de voortbewegende luchtdeeltjes.

Verandering van de luchtdichtheid

Het weerstandscoefficiënt verandert niet als alleen de dichtheid van de lucht verandert en alle andere waarden gelijk blijven.

Verandering van het vooraanzicht

Als de vorm van het object behouden blijft en de grootte ervan wordt verkleind, blijft de waarde z onaangetast als de snelheid omgekeerd evenredig toeneemt met de verkleining (regel van gelijkenis). Een eenvoudig voorbeeld kan worden gebruikt om dit feit te illustreren. Als je een bol met een diameter van 10 cm neemt en deze met een bepaalde snelheid door de lucht beweegt, heeft hij een bepaald weerstandscoefficiënt. Als je deze bol nu half zo groot maakt, d.w.z. 5 cm in diameter, heeft hij hetzelfde weerstandscoefficiënt als de grote bal wanneer de snelheid wordt verhoogd in de omgekeerde verhouding, d.w.z. twee keer zo hoog.

Verandering van de snelheid

Als alleen de snelheid waarmee het object door de lucht beweegt, wordt veranderd, verandert z zodanig dat, als de snelheid geleidelijk toeneemt vanaf nul, deze eerst afneemt en vervolgens weer toeneemt, om vervolgens langzaam en daarna snel weer af te nemen. z neemt al snel een ongeveer constante grootte aan, die tot ongeveer 100 m / sec. wordt gehandhaafd en pas bij ongeveer 300 m / sec. weer merkbaar toeneemt. (zie Punt 1.5 .. Weerstand en andere luchtkrachten.)

De gemiddelde luchtdichtheid m

Het moge voor een ieder duidelijk zijn dat de heersende luchtdichtheid ook invloed heeft op de grootte van de luchtweerstand. Hoe groter de dichtheid van de lucht, hoe groter de weerstand die deze biedt aan een object dat erdoor wordt bewogen. Zoals reeds vermeld, is deze waarde rechtstreeks afhankelijk van de vorm van de doorsnede van het object en van zijn snelheid.

De weerstandsformule onder a.) Heeft slechts een beperkte geldigheid, aangezien deze veronderstelt dat de coëfficiënt z van een object een constante waarde heeft. Uit wat zojuist is beweert, kunnen we opmaken dat dit zeker niet het geval is. Als z niet constant is, maar bijvoorbeeld proportioneel toeneemt met de snelheid, dan volgt daaruit dat W niet toeneemt met het kwadraat van de snelheid, maar met zijn derde macht.

Omdat het weerstandscoefficiënt **z** in het snelheidsbereik tussen 20 m / sec. (72 km / u) tot 100 m / sec. (360 km / h) ligt blijft het nagenoeg constant, de formule a.) Kan heel vaak in de praktijk worden gebruikt bij vliegstudies. Hogere snelheidsbereiken worden in alleen gebruikt bij moderne vliegstudies of ballistiek.

Het weerstandscoefficiënt **C**

In plaats van de weerstandscoefficiënt **z** wordt vaak de zogenaamde weerstandsgetal **C** gebruikt voor rekenformules. We willen nu duidelijk maken wat het weerstandsgetal **C** is, welke voordelen het ons oplevert en hoe het wordt gebruikt.

De in paragraaf 2 besproken dynamische druk **q** in de formule a.), kunnen we als volgt herschikken: $W = 2z * q * F$. We schrijven:

$$b.) W = C * (q: 100) * F.$$

Hier betekent de hoofdletter **C** niets anders dan $200z$. Men gebruikt Formule b.) In plaats van a.) Om twee redenen.

Eenzijds omdat we hebben gezien (paragraaf 2) dat de snelheid **v** nooit in experimenten wordt gemeten, maar alleen de dynamische druk **q**. Wil je dus de snelheid **v** hebben, dan moet je eerst de luchtdichtheid **m** bepalen om vervolgens uit **m** en **q** de gewenste snelheid **v** te berekenen. Als er echter alleen een experiment is gedaan om de grootte van de weerstandscoefficiënt **z** te bepalen, of wat hetzelfde is, de weerstandscoefficiënt **C = 200z**, dan is het overbodig om eerst **v** te berekenen. Het is voldoende om de tijdens de test gemeten weerstand te delen door de oppervlakte van de voorkant van het object en het 100ste deel van de dynamische druk. Volgens formule b.), Is het quotiënt nu gelijk aan de grootte van **C**.

Aan de andere kant kan de weerstandscoefficiënt **C** ook aanschouwelijk worden beschreven. In paragraaf 2. hebben we als opmerking toegevoegd dat bij $1/8$ luchtdichtheid de dynamische druk **q** voor de snelheid 40 m / sec. precies de waarde 100 heeft. Dien ten gevolge is de weerstandscoefficiënt **C** de luchtweerstand toegewezen aan het eenheidsoppervlak met een snelheid van 40 m / sec. = 144 km / u en normale luchtdichtheid. In het algemeen geeft **C** de grootte van de luchtweerstand per oppervlakte-eenheid aan in procenten van de dynamische druk. Bijvoorbeeld: **z** = 0,3, **C** = 60 betekent de luchtweerstand van het object bij **m** = $1/8$ en **v** = 40 m / sec. is 60% van de dynamische druk. Men kan nu afleiden uit wat er is beweert dat zowel **C** als **z** dimensie-loze grootheden zijn, dat wil zeggen dat ze altijd hetzelfde blijven ongeacht de geselecteerde meeteenheid waarin de meting wordt uitgevoerd. Daarom worden ze ook wel niet nader genoemde hoeveelheden genoemd. In de overgrote meerderheid van de gevallen die we hier zullen behandelen, is **C** lager dan 100.

De schadelijkeweerstand van een object

Het concept van schadelijkeweerstand is bedoeld om de luchtweerstand voor verschillende objecten duidelijker te maken.

Een gestroomlijnd of bekleed object heeft natuurlijk een veel gunstiger weerstandscoefficiënt z dan een vlakke plaat die door de lucht wordt bewogen. Men kan echter de grootte van het gebied berekenen voor elk object dat dezelfde luchtweerstand heeft als een plaat die loodrecht op zijn vlak door de lucht beweegt, zou hebben. Voor een dergelijke vorm ligt de waarde z , mits de vorm niet significant afwijkt van die van een cirkel of vierkant, tussen 0,6 en 0,7, dus gemiddeld 0,65. De werkelijke luchtweerstand van elk object is nu te vergelijken met die van zo'n plaat.

Om e.e.a. te bepalen, introduceert men een denkbeeldig gebied met de coëfficiënt 0,65 in de weerstandsformule a.) in plaats van het zichtbare oppervlak van het object met de coëfficiënt z . Als we f de grootte van de schadelijke gebieden noemen, dan geldt

$$0,65 f = z * F \text{ of } f = (z * F) : 0,65.$$

Voorbeeld: Een cilindrische staaf met een diameter van 2 cm en een lengte van 1 m heeft een werkelijk zichtbaar oppervlak van $0,02 * 1,0 = 0,02 \text{ m}^2$ en een coëfficiënt van $z = 0,5$. Hoe groot is in dit geval het schadelijke gebied? Dus je stelt in:

$$f = (z * F) : 0,65 = (0,5 * 0,02) : 0,65 = 0,015 \text{ m}^2.$$

De weerstandsformule a.) Kan nu opnieuw worden getransformeerd en luidt, rekening houdend met het schadelijke gebied f :

$$W = 0,65 m * f * v^2.$$

Als we nu de gemiddelde luchtdichtheid $m = 1/8$ in deze formule opnemen, dus we krijgen:

$$c.) W = 0,08 * f * v^2.$$

Om het schadelijke deel van een object te vinden, is het essentieel om het coëfficiënt z te kennen.

1.4. De luchtweerstand van verschillende objectvormen

Verschiedende gevormde objecten hebben verschillende weerstandscoefficiënten. Hoe belangrijk objectvormen voor de aerodynamische kwaliteit van individuele objecten is, kan het beste worden aangetoond met een eenvoudig voorbeeld.

Hier vergelijken we de eigenschappen van cilindrische vleugelgrepen met die van aerodynamisch betere handvatten met een druppelvormige doorsnede.

Voor deze case study gebruiken we een dubbeldekker. Dit vliegtuig heeft in totaal 8 identieke schoren tussen de twee vleugels. We stellen ons deze schoren voor met een lengte van 1,5 m en een dikte van 5 cm. Het zichtbare oppervlak van elk van deze schoren is dus $1,5 * 0,05 = 0,075 \text{ m}^2$. We gaan er van uit dat de snelheid van het vliegtuig 40 m/sec (144 km/u) is.

A.) Eigenschappen van cilindrische schoren

Het weerstandscoefficiënt $z = 0,5$ en het weerstandsnummer $C = 100$ werden bepaald voor lange ronde cilinders in uitgebreide testreeksen (Eiffel, Prandtl). De luchtweerstand van een van onze denkbeeldige schoren kan worden berekend met de formule a.): $W = 0,5 * 1/8 * 0,075 * 40 * 40 = 7,5 \text{ kg}$. Voor alle 8 schoren betekent dit gecombineerd $W = 8 * 7,5 = 60 \text{ kg}$.

U kunt nu eenvoudig berekenen hoeveel pk van het motorvermogen er nodig is om deze weerstand bij $v = 40 \text{ m / sec}$. te overwinnen. De prestatie is $60 \text{ kg} * 40 \text{ m / sec} = 2400 \text{ kgm / sec}$. We weten dat $1 \text{ PS} = 75 \text{ kgm / sec}$. Het propeller-vermogen dat nodig is om de weerstand te overwinnen is dus $2400 : 75 = 32 \text{ pk}$. Aangezien echter ongeveer 30% van het motorvermogen verloren gaat in de propeller en daardoor slechts 70% van het motorvermogen beschikbaar is, is het benodigde motorvermogen om deze weerstand te overwinnen $32 * 0,7 = 45,7 \text{ pk}$. Welke invloed dit zou hebben op de prestaties van het vliegtuig is duidelijk.

B.) Eigenschappen van druppelvormige schoren

De aëro dynamisch meest gunstige vorm voor de doorsnede van een schoor is een lengte: breedteverhouding tussen 3: 1 en 2: 1. De producten in de Fokker Flugzeugwerke G.m.b.H. die werden gebruikt voor de productie van de spantorens- en landingsgestel schoren van de Fokker Dr.I waren van staal en hadden een lengte-breedteverhouding van 54 mm: 22 mm = 2,45: 1. Deze willen wij dan ook gebruiken om ons rekenvoorbeeld uit te werken. Er werden proeven gedaan met schoren met een druppelvormige doorsnede. Voor de verhouding 2: 1 zijn coëfficiënten van $z = 0,05$ tot $z = 0,08$ bepaald, d.w.z. $z = 0,065$ gemiddeld. Omdat onze schoren niet de verhouding 2: 1 hebben, maar de wat gunstiger verhouding van 2,45: 1, kunnen we $z = 0,5$ gebruiken en daarmee rekenen.

Laten we onze tweedekker nemen en de cilindrische schoren vervangen door nieuwe met een druppelvorm. Omdat de coëfficiënten van de objecten 10 keer kleiner zijn dan die van de cirkelvormige, kunnen we onszelf een nieuwe berekening besparen en aannemen dat het eindresultaat ook 10 keer kleiner is dan in het vorige geval. Dit betekent dat de

vereiste prestatie niet langer 45,7 PS maar slechts 4,57 PS is en dus ruim binnen de grenzen blijft van wat acceptabel is.

Met behulp van dit voorbeeld kan iedereen begrijpen hoe belangrijk het is om ervoor te zorgen dat alle gebruikte externe oppervlakken, die worden blootgesteld aan de luchtstroom, zo gunstig mogelijk worden gevormd om de prestaties van het vliegtuig zelf te optimaliseren, anders wordt er al bij het ontwerpen van een vliegtuig veel van het beschikbare motorvermogen wordt verspild.

Met behulp van bovenstaande informatie over de doorsneden van de stalen buizen bij de Fokker Dr.I kun je nu bij verschillende snelheden de luchtweerstand van de schoren van de spantoren en het landingsgestel berekenen.

Spantoren

Elke spatoren van de driedekker bestaat uit twee schoren, druppelvormige stalen buizen. Ze lopen van de bovenkant van de bovenste romp-ligger tot net onder de onderkant van de bovenvleugel. Dit komt overeen met een opbouwhoogte van ca. 870 mm. Bovendien zijn de spantorens aan de bovenkant 450 mm naar buiten verschoven, zodat hieruit de lengte van de steun kan worden berekend als $870 \text{ mm} + 450 \text{ mm} = 1320 \text{ mm}$. De lengte van de schoor die wordt blootgesteld aan de luchtstroom is daarom 1320 mm. Het zichtbare oppervlakte is $0,022 \times 1320 = 29,04 \text{ mm}^2$. Het totale zichtbare oppervlak van de schoren is $4 \times 29,04 = 116,16 \text{ mm}^2$.

Het schadelijke oppervlak van de spantorens wordt als volgt berekend: $f = (0,05 \times 116,16) \times 0,65 = 3,78 \text{ mm}^2$. Volgens de weerstandsformule c.), is te overwinnen luchtweerstand bij $v = 40 \text{ m / sec.}$:

$$W = 0,08 \times 3,78 \times 40 \times 40 = 5,05 \text{ kg.}$$

Het is dus een weerstand van 5,05 kg van de spantoren schoren om te overwinnen. We berekenen het benodigde motorvermogen zoals in ons eerdere voorbeeld.

Kracht: $5,05 \times 40 = 202 \text{ kgm / sec.}$

Vereist propeller vermogen: $202 : 75 = 2,69 \text{ pk}$

Vereist motorvermogen: $2,69 : 0,7 = 3,84 \text{ pk}$

Landingsgestel

De schoren van het landingsgestel lopen vanaf de onderrand van de onderste romp-ligger tot aan de zogenaamde landingsgestel-knieën. Doordat de stroomlijnskap het onderste deel van de buizen bedekt, ontstaat hier een constructiehoogte van 750 mm. De beugels zijn

ook hier naar buiten geplaatst, in dit geval met 220 mm. De lengte van de beugel in de wind is dus 750 mm of $2 + 220 \text{ mm} = 782 \text{ mm}$.

Het schadelijke gebied voor één schoor:

$$f = (0,05 * 0,017) : 0,65 = 0,00132 \text{ m}^2.$$

Voor alle 4 landingsgestel schoren $0,00132 * 4 = 0,00529 \text{ m}^2$. Luchtweerstand bij 40 m / sec .:

$$W = 0,08 * 0,00529 * 40 * 40 = 0,677 \text{ kg}.$$

Kracht: $0,677 * 40 = 27,08 \text{ kgm/sec}$

Propeller vermogen: $27,08 : 75 = 0,36 \text{ pk.}$

Motorvermogen: $0,36 : 0,7 = 0,514 \text{ pk.}$

Deze twee rekenvoorbeelden worden alleen uitgevoerd om te laten zien wat eerder werd beweert. Later zullen we nog nauwkeuriger te weten komen dat de resultaten slechts relatief "exacte" benaderingswaarden zijn. Allereerst moet echter worden vermeld dat de twee modelberekeningen op twee punten onnauwkeurig zijn.

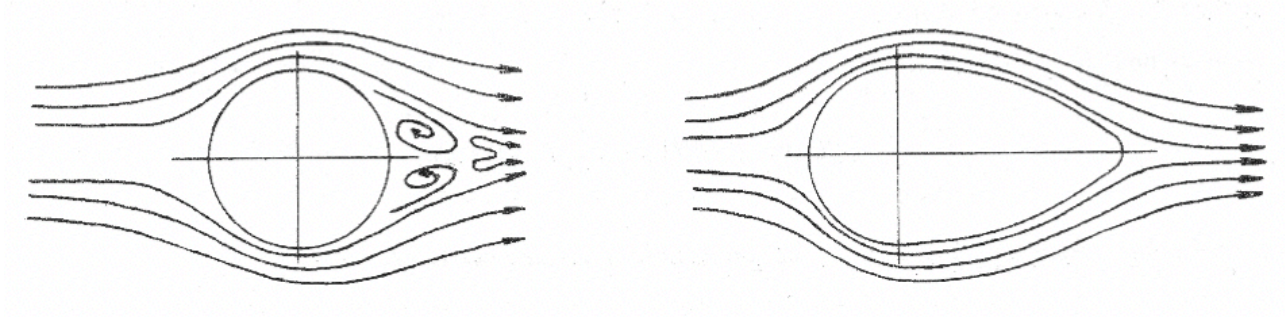
In eerste instantie wordt volledig buiten beschouwing gelaten dat de schoren niet verticaal langs de lengteas van het vliegtuig staan. De voorste paar schoren hellen naar achteren en het achterste paar schoren hellen voren in de luchtstroom. We zullen hierna bespreken hoe dit de coëfficiënt z van de buizen beïnvloedt.

Ten tweede werd de montage, evenals de bevestigingspunten van de buizen en hun storende invloed op de luchtstroom, volledig buiten beschouwing gelaten.

De belangrijkste object-vormen (die voor ons het meest interessant zijn) worden weergegeven in Tabel nr. 3. Alle coëfficiënten z werden vermeld in de vroege onderzoeksinstituten van Frankrijk, Engeland en Duitsland. Het was in de eerste plaats de heer Ludwig Prandtl in Duitsland die grootschalige experimenten uitvoerde in de windtunnel van Göttingen om de coëfficiënten en aerodynamische orden te observeren.

De meest gunstige object-vormen zijn die, die het mogelijk maken dat de luchtdeeltjes zo lang mogelijk in contact blijven met het oppervlak van het object zonder ze te dwingen tot stilstand. Het achterste deel is het belangrijkste voor het ontwerp van het object aangezien hier gunstige afvoerverhoudingen voor de lucht beschikbaar moeten zijn. De contouren van het voorste object-deel zijn van minder belang. Het hangt er vooral van af dat de individuele luchtstromen niet vanzelf verdwijnen achter het grootste deel van het object

oppervlak. Hierdoor zou een dode ruimte (vuil gebied) ontstaan in welk gebied een lagere druk en turbulenties optreden (zie Figuur 1)



Figuur 1 Verschillenden luchtstroom-omstandigheden

Tabel nr.3

Belangrijke object vormen en de bijbehorende weerstandscoefficienten z en de weerstandscoefficienten C

Beschrijving object	Coefficient	Luchtweerstand Coefficient C
Een platte dunne plaat met gelijke de lengte en breedte rechtop staand	0.60 - 0.70	120 - 140
Lange ronde buizen, verticaal op de luchtstroom	0.40 - 0.50	80 - 100
Lange ronde buizen, in de richting van de luchtstroom	0.48 - 0.54	96 - 108
Druppel vorming met een verhouding 2:1 verticaal op de luchtstroom	0.04 - 0.08	10 - 16
Bol	0.10 - 0.12	20 - 24
Kabels, touwen en dunne buizen.	0.60	120
Vliegtuigwielen met stroomlijnpak	0.25 - 0.30 0.50 - 0.60	50 - 60 100 - 120
Romp van een ééndekker afhankelijk van de exacte uitvoering	0.05 - 0.30	10 - 60

Als het weerstandscoefficient z van een object bekend is, kan direct het "vuile" gebied worden berekend. De verhouding van de vleugel f tot het vooraanzicht F is altijd hetzelfde, namelijk $z: 0,65$. Voor een object van $z = 0,5$ (cilindrische schoor) geldt dus $f = 0,5: 0,65 = 0,77 F$. Dit betekent dat 77% van het vooraanzicht van de schoor het vuil gebied is.

Laten we dit eens berekenen voor de objecten vermeld in de bovenstaande Tabel nr. 3.

Voor de vlakke plaat levert de berekening op:

$$z = 0,60 \text{ tot } 0,70 \text{ is } f = 0,92F \text{ tot } 1,08F$$

voor de druppelvormige schoor:

$$z = 0,04 \text{ tot } 0,08 \text{ is } f = 0,062F \text{ tot } 0,12F$$

voor de horizontale ronde cilinder:

$$z = 0,48 \text{ tot } 0,54 \text{ is } f = 0,74F \text{ tot } 0,83F$$

voor de bal:

$$z = 0,10 \text{ tot } 0,12 \text{ is } f = 0,15F \text{ tot } 0,18F$$

voor kabels en dunne schoren:

$$z = 0,6 \text{ is } f = 0,92F$$

voor beklede vliegtuigwielen:

$$z = 0,25 \text{ tot } 0,30 \text{ is } f = 0,38F \text{ tot } 0,46F$$

voor onbedekte vliegtuigwielen:

$$z = 0,50 \text{ tot } 0,60 \text{ is } f = 0,77 F \text{ tot } 0,92 F$$

voor rompen:

$$z = 0,05 \text{ tot } 0,30 \text{ is } f = 0,077F \text{ tot } 0,46F$$

Afhankelijk van het vliegtuig is het vuile gebied verschillend en varieert. Voor in de tijd rond 1920 tussen 2 m² bij grote toestellen, en 0,4 m² bij kleine gevechtsvliegtuigen. Men kan opmerken dat het vuile gebied van de romp iets minder is dan de helft van het volledige vuile gebied. Men neemt de grootste doorsnede van de romp van het vliegtuig en vermenigvuldigt deze met ongeveer 0,4, men krijgt 40% van het volledige vuile gebied voor een eerste ruwe schatting. Voor de Fokker Dr.I zou dit zijn:

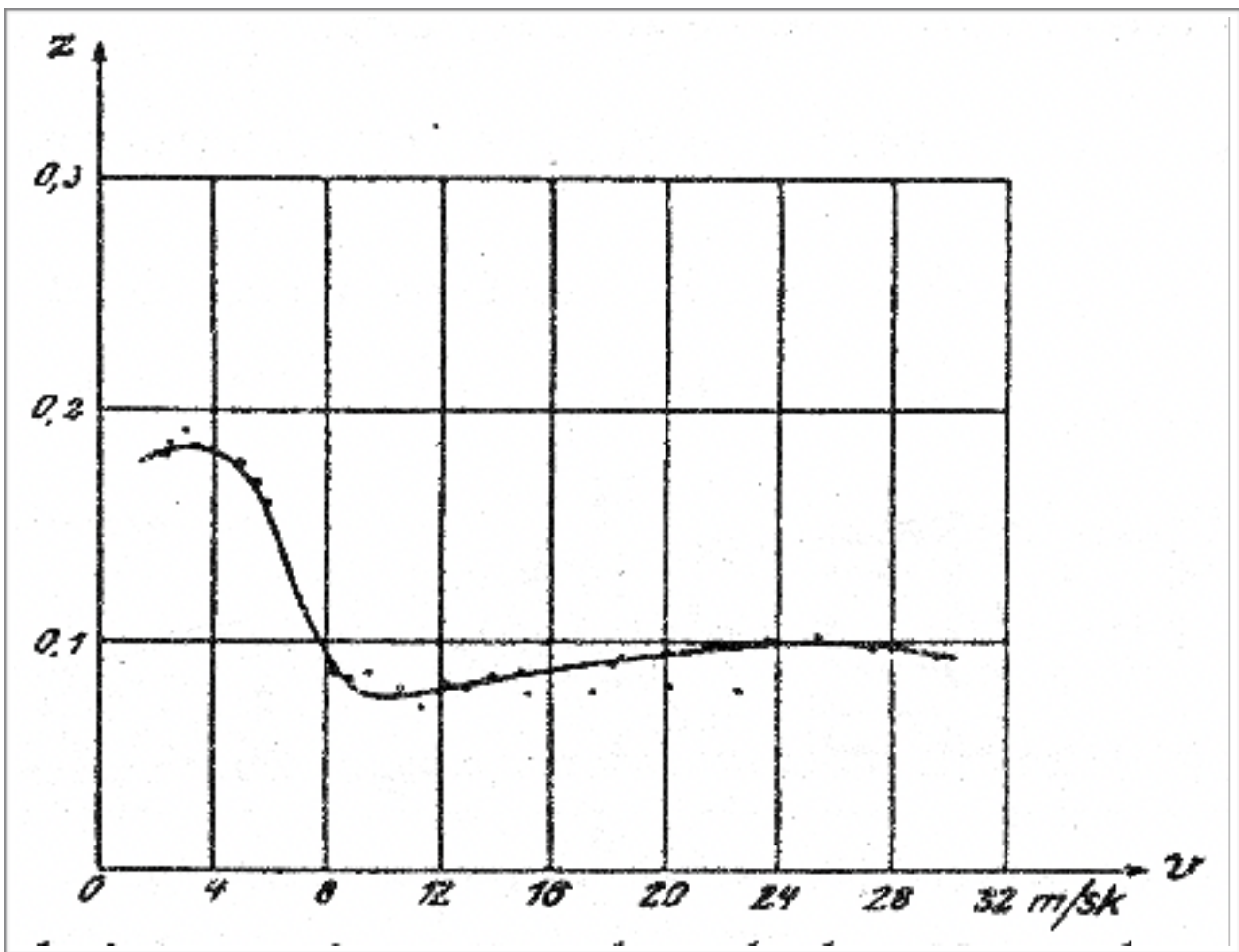
$$0,75 - 0,4 = \underline{0,3 \text{ m}^2}$$

1.5. Luchtweerstand en andere krachten in de lucht

Onder 1.3. we hebben uitgelegd dat de grootte van het coëfficiënt z van een object afhangt van de snelheid v van zijn beweging door de lucht. We zouden graag nog eens nader op deze omstandigheid ingaan.

Volgens de windtunnel-tests van de Fransman Eiffel gedraagt de coëfficiënt z van een bol met een diameter van 33 cm zich zoals we eerder onder 1.3. kort hebben beschreven. De laagste snelheid waarmee Eiffel een waarneming kon doen, was $v = 2 \text{ m / sec}$. Hij ontdekte dat z ongeveer 4 m / sec. steeg en vond toen een bovengrens. Naarmate de snelheid toenam, nam z af tot ongeveer 10 m / sec. en bleef zo tot het einde van de test

tot 30 m / sec. bijna constant op $z = 0,09$, $C = 18$ (Figuur 2). We gebruiken deze waarde ook om de weerstand van een bol te berekenen.



Figuur 2 Weerstandscoefficienten van een bal gebaseerd op de experimenten van de Fransman Eiffel.

z gedraagt zich echter niet voor alle objecten zoals weergegeven in Figuur 2. In onze Tabel nr. 3 geven we $z = 0,6$, $C = 120$ voor kabels en dunne schoren. Deze waarde komt niet overeen met een benaderde constante van z na een eerdere afname met toenemende snelheid, maar veel meer met die gemeten met de bol van Eiffel. Maximaal bij ongeveer 4 m / sec. Een daling van z was niet meer waar te nemen in de toen gebruikelijke snelheidsniveaus.

Bij objecten die zijn ontworpen in de vorm van druppels, kon de afname van z en het bereiken van een ongeveer constante grootte worden waargenomen, zelfs bij aanzienlijk lagere snelheden. Niet alleen de lengte-breedteverhouding is bepalend voor het gedrag van z , maar ook de nauwkeurige omtrek-lijnen van de doorsnede. We noemden het concept van de "regel van gelijkenis" al. Dienovereenkomstig gedraagt z zich hetzelfde met geometrisch vergelijkbare doorsneden als het product van de snelheid en de lineaire object afmetingen identiek zijn. Voorbeeld: voor een kabel van 4 mm diameter bij 30 m / sec. is z gelijk aan die van een 3 mm dikke kabel als de snelheid 40 m / sec is.

Het mag duidelijk zijn dat deze informatie dient om een helder oordeel te kun en vormen m.b.t. de betrouwbaarheid van informatie over weerstandscijfers. Zoals je kunt zien, is het niet haalbaar om het gedrag van een object in de luchtstroom met een enkel getal te beschrijven.

Een ander punt dat de bruikbaarheid van experimentele resultaten sterk beïnvloedt, is het volgende. In tegenstelling tot de feitelijke omstandigheden, waarin de lucht stil staat en het object in beweging is, gelden bij testen in de windtunnel de tegenovergestelde waarnemingen. Hier staat het object stil en wordt de lucht aangevoerd met een bepaalde snelheid v . Nu is het erg moeilijk om de afzonderlijke luchtlijnen te sturen, zodat er geen verstoringen in de luchtstroom ontstaat. Deze turbulenties leiden ertoe, indien ze niet voldoende worden geëlimineerd, dat de weerstandscoefficienten van de te onderzoeken objecten kleiner, d.w.z. gunstiger, zijn dan in werkelijkheid.

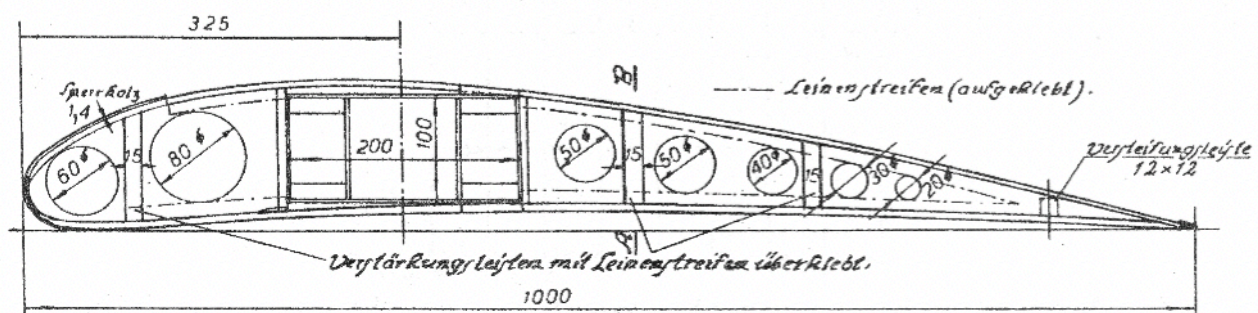
Het concept van luchtweerstand omvat ook de veronderstelling dat de kracht die de beweging remt, precies tegen de richting van de snelheid in zou werken. Zoals we weten, bestaat weerstand echter uit verschillen in druk. Maar we weten ook dat de kracht die de luchtdruk uitoefent op een deeltje op het oppervlak er altijd bijna loodrecht op gericht is. Het resultaat van deze vele individuele drukbelastingen hoeft niet persé precies tegen de bewegingsrichting in te lopen.

In de volgende paragraaf zullen we heel specifiek komen te spreken over deze, zojuist aangegeven, krachtenverhoudingen.

2. De vleugels

2.1. Basisconcepten van lift, weerstand en glijhoek.

Het effect van een aërodynamisch profiel is voornamelijk afhankelijk van de dwarsdoorsnede van de vorm: het vleugelprofiel (Figuur 3).



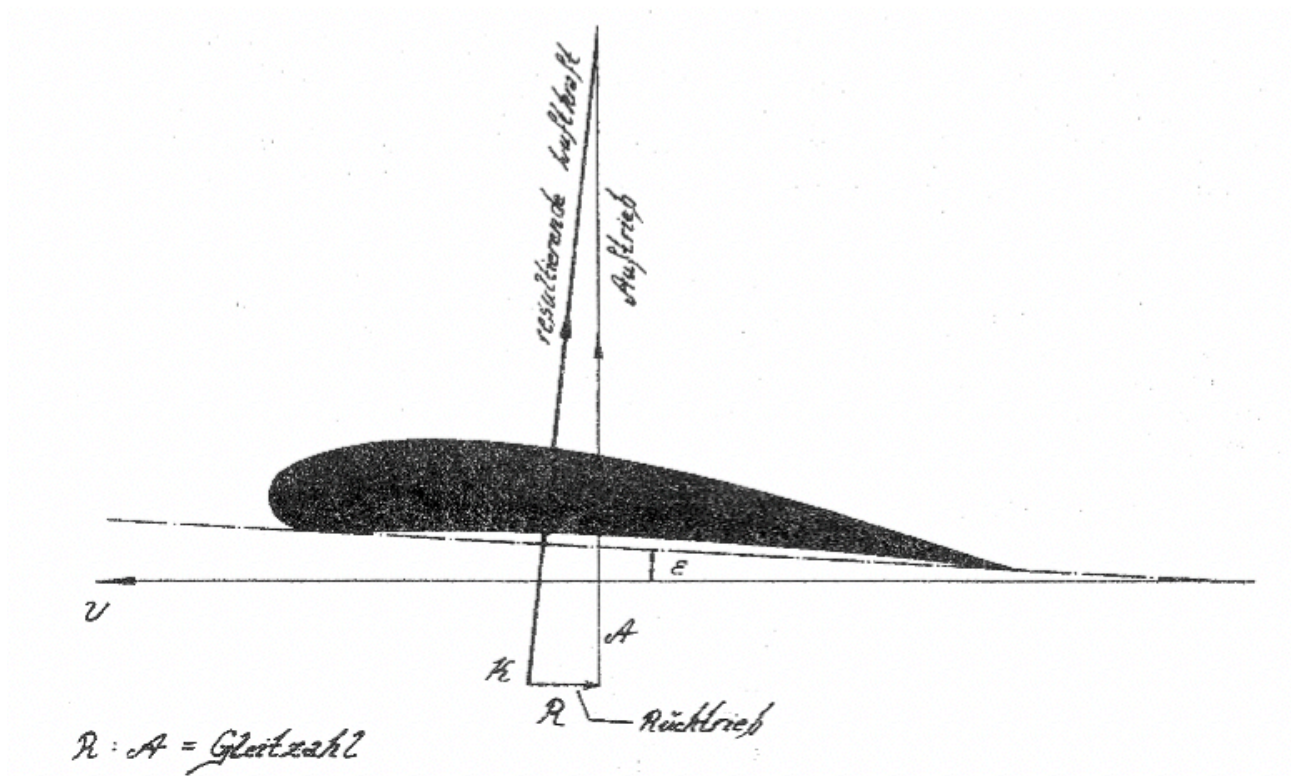
Figuur 3 Dwarsdoorsnede door de vleugel van de Fokker Dr.I.

De invalshoek van een vleugel is de hoek die de profielkoorde maakt ten opzichte van de bewegingsrichting van het vliegtuig. De invalshoek is variabel met de bewegingsrichting d.w.z. klimmen, dalen en horizontaal vliegen. De invalshoek bepaalt de effectiviteit van het vleugelprofiel, zoals we later in meer detail zullen zien.

Door de invalshoek van het vleugelprofiel op de lucht treedt aan de opderkant een drukverhoging op en aan de bovenzijde een drukverlaging. Doordat de drukwerking nagenoeg loodrecht op de deeltjes van het oppervlak inwerkt en deze bij een vleugel niet veel afwijken van een vlakke plaat, werkt de resulterende kracht nagenoeg loodrecht op

de vleugel. Opwaartse druk (lift) wordt opgewekt. Deze is gericht tegen de zwaartekracht in en kan deze overwinnen.

Volgens de wet van het parallellogram van krachten kan een dergelijke kracht worden opgesplitst in een horizontale en een verticale component (Figuur 4). In ons geval is de verticale component de hierboven genoemde omhoog gerichte lift. De veel kleinere horizontale component werkt tegen de bewegingsrichting in en wordt daarom de weerstand van de vleugel genoemd.



Figuur 4 Verhouding tussen Lift, Drag and Glide Ratio

De reden voor de mogelijkheid om te vliegen komt door dat niet alleen een hinderlijke weerstand ontstaat bij de beweging van een geschikte vleugel, maar juist ook een kracht wordt opgewekt die de zwaartekracht kan overwinnen.

Het quotiënt weerstand / opwaartse kracht wordt glijhoek genoemd. We komen hier later op terug. De grootte van de glijhoek geeft informatie over de kwaliteit van de vleugel. Hoe kleiner de glijhoek, des te beter de vleugel. Een andere variabele grootheid is het rendement van het vliegtuig in directe afhankelijkheid van de glijhoek, d.w.z. heeft het de neiging tot dalen, stijgen- of horizontaal vliegen.

2.2. De afhankelijkheid van de lift A en de weerstand R van de invalshoek α

Zowel de lift als de weerstand zijn componenten van de lucht. Hetzelfde geldt voor de twee waarden zoals beschreven onder 1.3. Hier gelden vergelijkbare wetten als voor de luchtweerstand van een object. Deze krachten zijn proportioneel en worden bepaald door een vergelijkbaar getal als de coëfficiënt z van de luchtweerstand, zolang we dezelfde verhoudingen behouden van luchtdichtheid, het vleugeloppervlak en het kwadraat van de snelheid. We noemen dit getal het liftcoëfficiënt en het luchtweerstand-coëfficiënt. Beide

waarden, de lift en de luchtweerstand, worden gemeten in kg per oppervlakte-eenheid zoals bij de luchtweerstand.

Aangezien dezelfde wetmatigheden ook hier gelden, kunnen we nu voor de berekening van de dynamische lift A en de weerstand R de weerstand formule a.) berekenen. We duiden de coëfficiënten voor A en R aan met z_a of z_r . De oppervlakte van de vleugel in m^2 met F. Het vooraanzicht is dit keer niet volgens met F van paragraaf 1.3. betekende maar eerder de totale oppervlakte van de vleugel. Dus we krijgen nu de formules:

$$a1.) A = z_a * m * F * v^2 \quad R = z_r * m * F * v^2$$

Voor de waarden z van deze formules, is de luchtweerstand-coëfficiënt vergeleken met paragraaf 1.3. analoog. En kan het gedrag bij veranderende omstandigheden als volgt worden beschreven:

Verandering in luchtdichtheid

De evenredigheid van de waarden z_a en z_r met de luchtdichtheid geldt voor 100%.

Verandering van oppervlak

Deze proportionaliteit van de waarden is niet helemaal correct. Bij testen werd gesteld dat de luchtweerstand klein was bij originele vleugels en de lift groter bleek te zijn tegenover de testopstellingen. Dit betekent dat de glijhoek in het origineel altijd met ongeveer 10% gunstiger moet worden geclassificeerd.

Verandering in snelheid

De proportionaliteit van de snelheid komt veel beter overeen dan die van het luchtweerstand-coëfficiënt.

Deze formule a1.) Kan ook dezelfde vorm krijgen als formule b.) voor luchtweerstand. Hiervoor introduceren we de dynamische druk q opnieuw en stellen $C_a = 200z_a$ en $C_r = 200z_r$. Nu geldt:

$$b1.) A = C_a * (q : 100) * F \quad R = C_r * (q : 100) * F$$

Net zoals we C (vanaf nu C_w) het weerstand-getal van het weerstand-coëfficiënt z (vanaf nu z_w) noemen, noemen we vanaf nu C_a en C_r het lift-getal en de weerstand-getal.

De betekenis van de lift- en weerstand-getallen C_a en C_r is dezelfde als die van C_w . De direct afgelezen waarden van C_a en C_r geven opwaartse druk en de weerstand in kg / m^2 bij $v = 40m / sec$.

De coëfficiënten z van lift en weerstand veranderen bij een en hetzelfde oppervlak met het veranderen van de invalshoek. Het verloop van de waarden kan worden ingevoerd als lijnen (ordinaten) in rechthoekige coördinatenkruisen (Figuur 5 + 6). Dit verloop van de waarden voor verschillende invalshoeken karakteriseert het profiel van een vleugel. Het quotiënt van downforce : lift = glijhoek kan ook in een dergelijk coördinatensysteem worden ingevoerd (Figuur 7). Overigens wordt de glijhoek in berekeningen en weergaven weergegeven als α .

$$\text{Glijhoek} = \alpha = R : A = z_r : z_a$$

De ordinaten worden bepaald door middel van praktische tests in een windtunnel. Verkleinde modellen van de te onderzoeken vleugels worden onder verschillende invalshoeken in de luchtstroom gehangen en deze worden gemeten door de daarbij optredende krachten te meten. Met behulp van de vastgestelde waarden voor A en R worden de getallen C_a en C_r berekend door ze te delen door de oppervlakte van het model en verdeelt het 100ste deel van de dynamische druk q. De coëfficiënten z_a en z_r zijn dan beschikbaar als resultaat.

Door middel van de grafische weergaven kunnen de lift en de weerstand eenvoudig worden bepaald voor verschillende invalshoeken.

Voorbeeld: we zijn geïnteresseerd in welke lift- en weerstand de vleugels van de driedekker hebben bij een snelheid van $v = 27,78 \text{ m / sec.}$ (100km / u) en een invalshoek van 3° . Het gewicht van de Dr.I is 571 kg, het totale vleugeloppervlak (zonder landingsgestel-kappen) bedraagt $17,48 \text{ m}^2$. De lift die de drie vleugels onder deze omstandigheden genereren, wordt als volgt berekend:

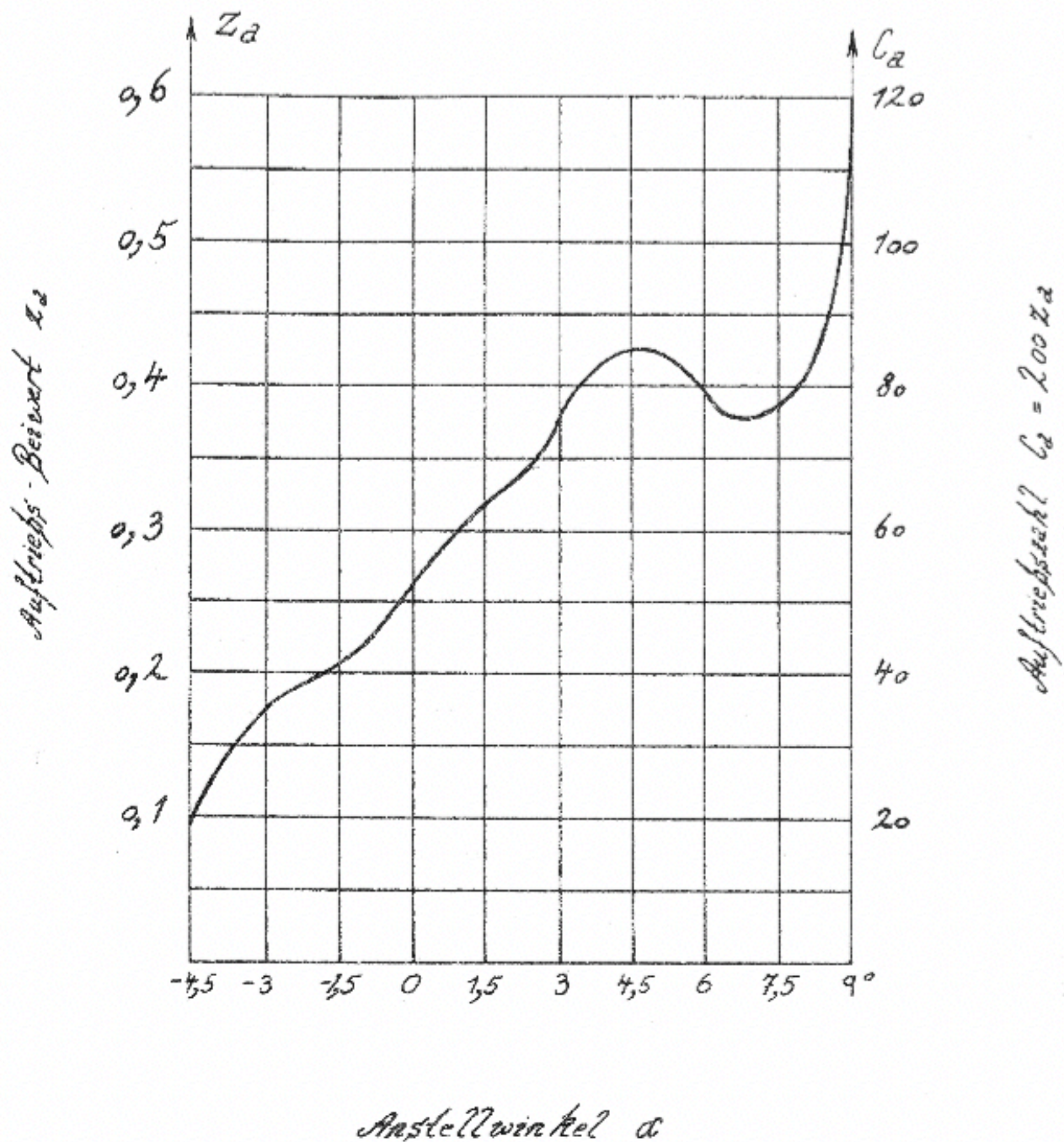
$$A = 0,375 \times 17,48 \times (1 : 8) \times 771,73 = 632,34 \text{ kg}$$

De weerstand (drag):

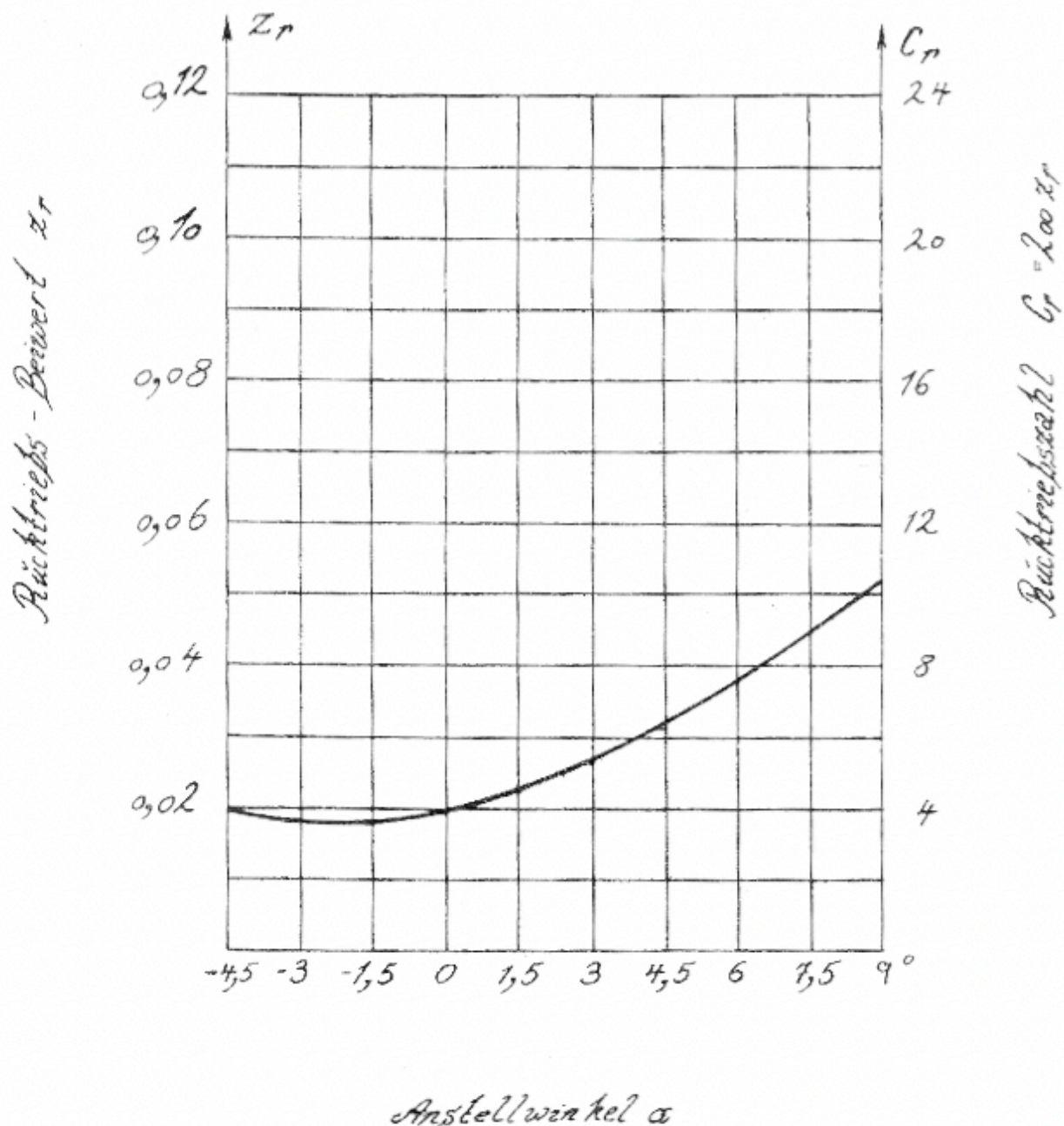
$$R = 0,026 \times 17,48 \times (1 : 8) \times 771,73 = 43,84 \text{ kg}$$

We kunnen de waarden z_a en z_r gemakkelijk aflezen uit de grafieken Figuur 5 + 6 en ze in de berekeningen meenemen.

Het spreekt voor zich dat horizontaal vliegen alleen mogelijk is als de lift gelijk is aan het gewicht van het vliegtuig. Dientengevolge, in ons fictieve geval, klimt de driedekker omdat de lift groter is dan het gewicht. Op basis van dergelijke eenvoudige berekeningen, kan men b.v. berekenen met welke snelheid de Fokker Dr.I van de grond komt. Uiteraard moet ook rekening worden gehouden met de andere waarden zoals de weerstand van de romp of de staartunit en de schoren zodat de resultaten realistisch zijn. Maar we zullen hier pas later specifieker op ingaan.



Figuur 5 Lift van de Fokker Dr.I vleugel onder verschillende invalshoeken.



Figuur 6 Weerstand van de Fokker Dr.I vleugel onder verschillende invalshoeken.

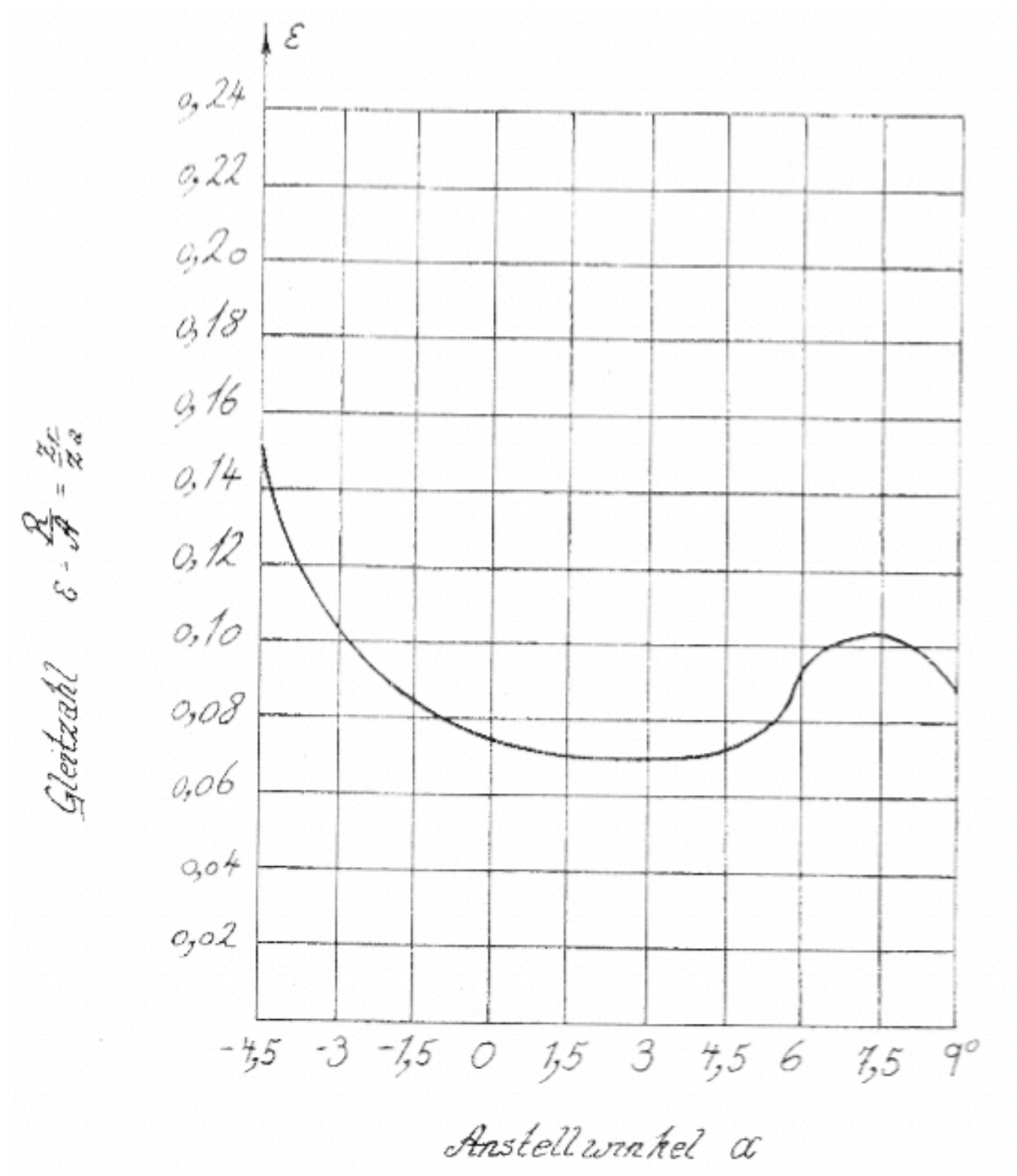
2.3. Doorsnede en ontwerp van de vleugel

Dwarsdoorsnede

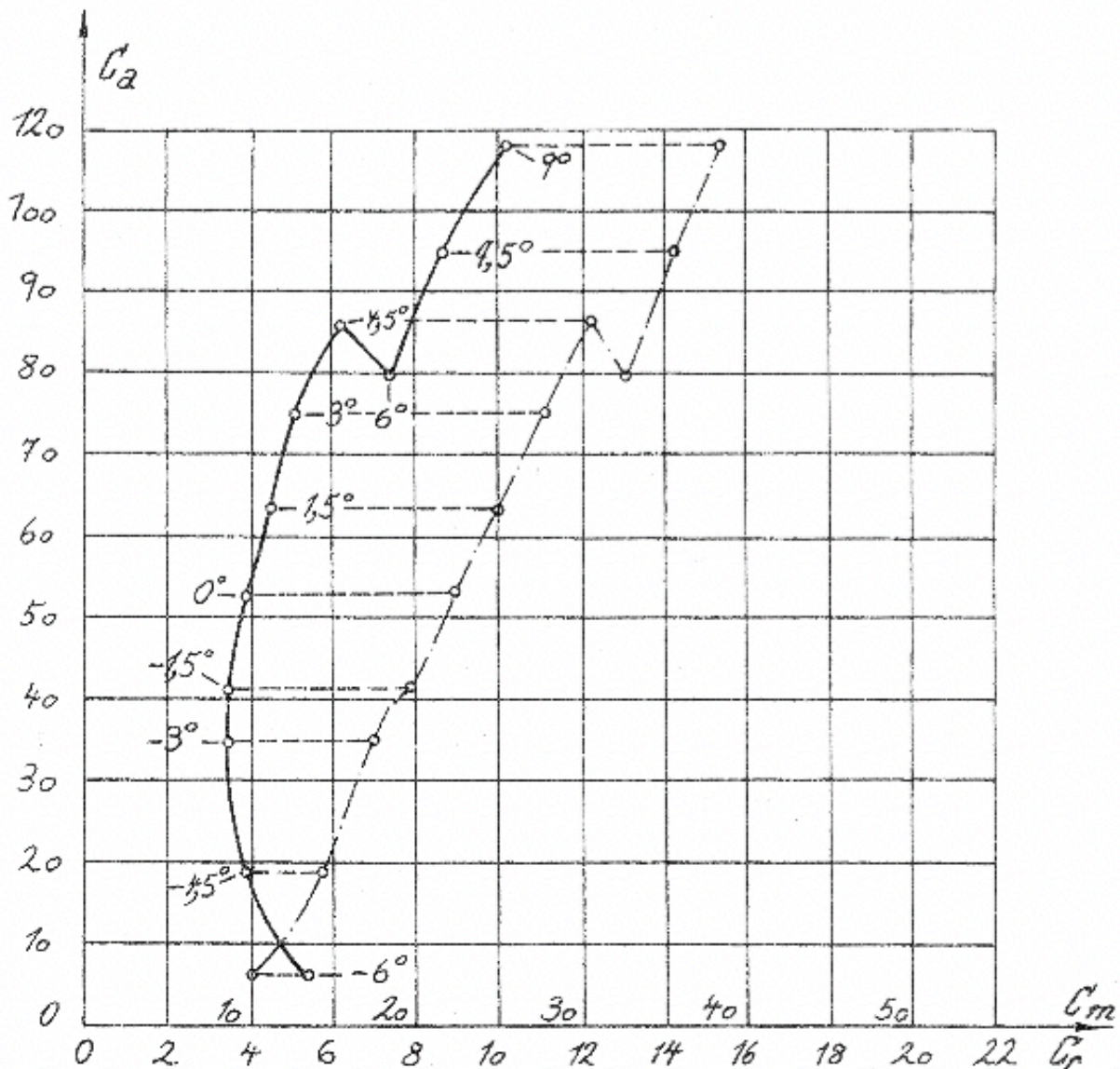
De efficiëntie van een vleugel is grotendeels afhankelijk van het ontwerp van het profiel. Ook andere factoren spelen zeker een rol, met name de vorm van het ontwerp van de vleugel. Deze zijn echter van ondergeschikt belang.

Voor de grafische weergave van lift en weerstand van een vleugel profiel is een vorm ontstaan die afkomstig is van de "vader" van de luchtvaart: Otto Lilienthal en zijn experimenten. We tonen ze in Figuur 8. In deze vorm van weergave worden de lift, weerstand en glijhoek niet afzonderlijk weergegeven als ordinaten, maar de punten van de

invalshoek afhankelijk van de respectievelijke abscis van de weerstandscoefficiënt C_r en de ordinaat van het liftgetal toegewezen aan C_a .



Figuur 7 Glijverhoudingen van de Fokker Dr.I vleugel bij verschillende invalshoeken.



**Figuur 8 Polair grafiek van de vleugel van de Fokker Dr.I
(Göttingen profiel 298)**

De invalshoek van het betreffende profiel, waarbij de glijhoek het gunstigst, dus het kleinst is, kan eenvoudig worden bepaald aan de hand van een dergelijke polair grafiek van de vleugel.

We willen pas later ingaan op de betekenis van de stippellijn in zo'n polair grafiek. Deze verwijst naar het verplaatsen van het drukcentrum van de vleugel.

Bij de constructie van een vleugel moet er in het bijzonder op worden gelet dat het oorspronkelijke vleugel profiel zo nauwkeurig mogelijk wordt gebouwd. In het geval van met stof beklede vleugels brengt de constructiemethode een zekere imperfectie met zich mee, aangezien het weefsel door de spanning de neiging heeft om zich tussen de ribben in te trekken.

Grondplan

Het grondplan van een vleugel heeft geen grote invloed op de aerodynamische eigenschappen. In de jaren tot 1920 werd bijna elk mogelijk profiel onderzocht en de gemiddelde resultaten waren over het algemeen hetzelfde. Het enige kenmerk was dat de waarden z_a en z_r significant beïnvloedt worden, door de verhouding van breedte L tot spanwijdte B . De glijhoek verandert slechts in geringe mate en heeft de gunstigste waarde bij $L : B = 1 / 6$ tot $1 / 8$. Het liftcoëfficiënt z_a neemt aanzienlijk toe met de afname van $L : B$. Als een vleugel een variabele breedte heeft, wat niet het geval is bij de Fokker Dr.I, wordt voor L in alle berekeningen het quotiënt van oppervlak : spanwijdte gebruikt.

2.4. Drukverdeling, oppervlaktebelasting en constructie

De drukverdeling

We hadden in een eerdere paragraaf al besproken dat het profiel van een vleugel in de luchtstroom zorgt voor een drukverlaging aan de bovenzijde en een toename van de druk aan de onderzijde. Hierdoor ontstaat een zuigeffect aan de bovenzijde, waardoor de vleugel naar boven wordt gezogen. Aan de onderzijde ontstaat een drukeffect, dat op zijn beurt het vleugel naar boven drukt.

Niet overal in de dwarsdoorsnede heersen dezelfde drukomstandigheden. Figuur9 toont de drukverdeling boven en onder een fictieve vleugeldoorsnede. Ook in deze Figuur kun je duidelijk zien dat het gemiddelde zuigeffect aan de bovenzijde van het profiel bijna twee keer zo groot is als het gemiddelde drukeffect aan de onderzijde van het profiel. Hierdoor draagt de zuigwerking van het profiel ongeveer $2/3$ bij aan de lift, terwijl de onderzijde slechts ongeveer $1/3$ bijdraagt. Hieruit kan worden geconcludeerd dat bij het ontwerp van het profiel veel aandacht moet worden besteed aan de vorm van de bovenkant van het profiel. De vormgeving van de onderzijde speelt geen erg belangrijke rol.

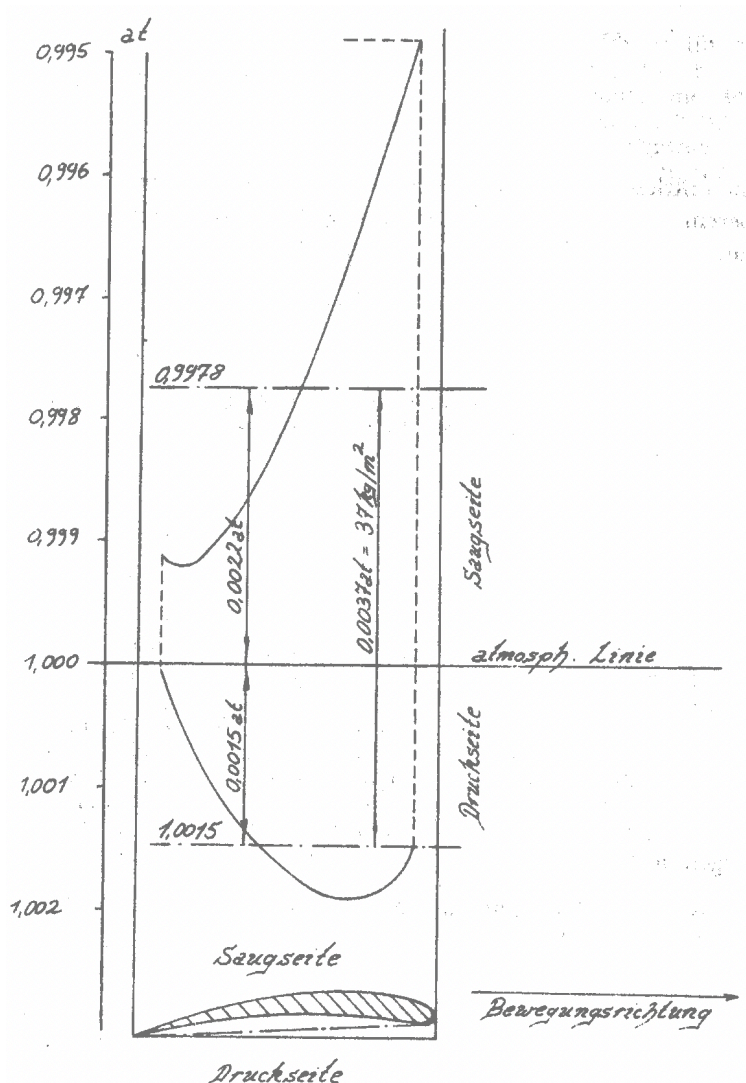
Het zou hier te ver voeren om het profiel van de Fokker Dr.I (Göttingen Profiel nr. 298) wat betreft eigenschappen te vergelijken met andere, dunnere profielen. Er moet echter worden opgemerkt dat de hoge vorm van de doorsnede en de goed afgeronde bovenkant, afgezien van de goede liftwaarden, een relatief lage weerstand hebben bij een toenemende invalshoek.

Als je de hele vleugel belast, verandert de belasting maar heel weinig van dwarsdoorsnede naar dwarsdoorsnede. Als, zoals bij de Fokker Dr.I, de vleugel volledig symmetrisch is ontworpen, hebben de buitenste dwarsdoorsneden een lagere resulterende druk dan die aan de binnenkant nabij de romp. In de meeste gevallen wordt de invalshoek van de vleugel naar buiten toe verkleind. Hierdoor wordt de drukafname verder vergroot en bereikt daarmee zowel een verbetering van de vliegeigenschappen als constructief gunstiger verhoudingen, aangezien de resulterende lift dan op elke helft van de kleinere hefboom inwerkt.

De vleugelbelasting

De vleugelbelasting van een vliegtuig (d.w.z. het vliegtuiggewicht van 1 m^2 vleugeloppervlak) wordt verkregen door het totale gewicht G te delen door de totale grootte van de dragende vlakken F . Bij de Fokker Dr.I is dit (zonder wielkappen):

$$G : F = 571 : 17,48 = 32,67 \text{ kg/m}^2$$



Figuur 9

gedragen. Als je tijdens de sterktetesten de stabiliteit van de vleugelconstructie wilt controleren, draai je het vliegtuig om, ondersteun je de zwaarste belasting-punten: bestuurderscabine, motor, tanksysteem, etc. en verdeel je een zandbelasting gelijkmatig over de onderzijde van de vleugel. Er moet in de gaten worden gehouden dat de belasting naar de tip moet worden verminderd. Als we het zand nu zo verdelen dat we aan de onderkant van de vleugel een zandgewicht hebben van $27,52 - 5,15 = 22,37 \text{ kg / m}^2$, staat de draagconstructie, aangezien het eigen gewicht en de zandbelasting in dezelfde richting werken, onder belasting $22,37 + 5,15 = 27,52 \text{ kg / m}^2$. We hebben de vleugelconstructie dus gecontroleerd op zijn "eenvoudige veiligheid" ("simple safety").

Tijdens de acceptatietest in Adlershof moest het prototype van de Dr.I opgewassen zijn tegen een minimum van een "vijfvoudige veiligheid". Dit is:

De gemiddelde vleugelbelasting moet overeenkomen met het gemiddelde lift- en drukeffect voor een horizontale vlucht. We zullen later in detail ingaan op het belang van vleugelbelasting voor m.b.t. de vliegeigenschappen.

De constructie

Als we een vleugel zien als een onderdeel van een vliegtuig, is de constructie vergelijkbaar met de fundering van een brug. Het eigengewicht van de driedubbele constructie is het resultaat van het quotiënt van het totale gewicht van de vleugels : totale oppervlakte, d.w.z. :

$$90 : 17,48 = 5,15 \text{ kg / m}^2$$

Volgens het bovenstaande is de oppervlaktebelasting $32,67 \text{ kg / m}^2$. De belasting die de constructie daadwerkelijk tijdens de vlucht moet opnemen, wordt berekend als $32,67 - 5,15 = 27,52 \text{ kg / m}^2$. Dit komt doordat eerst het gewicht van de vleugels moet worden

$$22,37 + (4 \times 27,52) = 132,45 \text{ kg / m}^2$$

Bij de daaropvolgende breuk-test werd het gewicht verhoogd totdat de vleugelconstructie de belasting definitief niet meer kon dragen en bezweek. Dit gebeurde toen een veiligheidscijfer van $S = 7,92$ werd bereikt. Uitgedrukt in kg / m^2 geeft dit:

$$22,37 + (6,92 \times 27,52) = 212,80 \text{ kg / m}^2$$

Dit komt op zijn beurt overeen met een totale zandbelasting op alle drie de oppervlakken van:

$$212,80 \times 17,48 = 3719 \text{ kg}$$

In verhouding tot het totale gewicht van het vliegtuig is dit:

$$3719 : 571 = 6,51$$

Dit betekent dat de structuur van de driedekker in zijn oorspronkelijke vorm een belasting van 6,51 keer het gewicht van het vliegtuig kon weerstaan.

Op dit punt in deze beschouwing moet een opmerking worden gemaakt voor degenen die erg geïnteresseerd zijn in de gegevens die worden gebruikt bij een vleugel oppervlakte van $F = 17,48 \text{ m}^2$.

Deze informatie m.b.t. de totale vleugel oppervlakte komt uit de officiële bouwbeschrijving (Figuur 11) van Idflieg voor de Fokker Dr.I. De opmaak van deze documenten is gebaseerd op de vleugelbreedte van 1000 mm. De breek-test is uitgevoerd in Adlershof met de driedekker 101/17 van de voorserie. De nog beschikbare documenten vermelden een vleugelbreedte van slechts 980 mm voor dit vliegtuig en het oppervlak was 16.684 m^2 . Het basisgewicht bleek $84,5 \text{ kg}$ te zijn. Dus het eigen gewicht wordt berekend op $5,06 \text{ kg / m}^2$. De vleugelbelasting is $34,22 \text{ kg / m}^2$. Dit resulteert in de 5-voudige veiligheid van dit vliegtuig:

$$24,1 + (4 \times 29,16) = 140,74 \text{ kg / m}^2$$

Het veiligheidsgetal $S = 7,92$ uitgedrukt in cijfers:

$$24,1 + (6,92 \times 29,16) = 225,89 \text{ kg / m}^2$$

De totale zandbelasting had moeten zijn:

$$225,89 \times 16,684 = 3768,75 \text{ kg}$$

De oplettende lezer zal merken dat de gegevens in dit document niet overeenstemmen met de resultaten van onze modelberekening. Volgens onze resultaten zou het laadvermogen het verschil $3768,75 - 3756 = 12,75 \text{ kg}$ hoger moeten zijn dan de feitelijke tests in augustus 1917 aantoonde. Iemand in Adlershof moet hier een klein foutje hebben gemaakt. Als we het gemeten gewicht van het breken als juist accepteren, dan is de fout alleen te vinden in de specificatie van het veiligheidsgetal $S = 7,92$. Laten we voor de gein eens terug rekenen met de waarde van de breuk, d.w.z. met 3756 kg , dan krijgen we een veiligheidsgetal van $S = 7,9105859$ als resultaat. Het is daarom duidelijk dat het verkeerde

Nr: _____ Datum: _____

Firmenbezeichnung: Dr. I

Firma: Fokker Flugzeugwerke

Militärbezeichnung: Dr. I

Motoren 110 PS Rhone

Stundenverbrauch: Benzin _____ Öl _____

Motorgewicht _____ kg

Tragdecken

Staffelung: (0, 225 Tiefe) (Tiefe : Abstand) = 133

Fläche 76,684 m² Flächenbelastung 34,2 kg/m²

Flächengewicht 5,06 kg/m² Motorbelastung 5,18 kg/PS

Länge der abnehmbaren Flächen _____ = 1

Länge d. gesamt. tragenden Flächen _____

Gewicht der abnehmbaren verspannten Tragflächen 84,5 kg

I. Gewichte:

A) Flugzeug:

Flügelgewicht _____ G

vollständ. Rumpf mit _____ kg Wasser _____ G

unbelastetes vollständ. Flugzeug _____ G

84,5

291,5

(gesamt) 376

B) Nutzlast:

Betriebsstoffe für 110 Stunden:

Benzin _____

Öl _____

zusammen 80 _____ G

1 Fluggäste (auf 20 kg ergänzt)

Bewaffnung:

M.G. mit Munition _____

Bomben _____

Freibleibend _____

Nutzlast insgesamt: _____ G

Flugzeugvollgewicht (kriegsm. belastetes Flugzeug)

II. Sicherheit:

Bruchlast (Sandlast beim Bruch)	Sicherheitszahl S
1. Bruch <u>2348</u> kg	} einschl. S = <u>5,8</u> am <u>2.8.17</u> <u>Fall A.</u> S = <u>3,5</u> " <u>4.8.17</u> <u>" B.</u> Prüfen S = <u>2,5</u> " <u>9.8.17</u> <u>" C.</u> geprüft S = <u>2,92</u> " <u>11.8.17</u> <u>" D.</u>
2. " <u>1618,25</u> kg	
3. " <u>1344</u> kg	
4. " <u>3756</u> kg	

- Flügel 84,5

486,5

Hans Appel, 18-09-20

Figuur 11 toont de bouwbeschrijving van de driedekkers, waarvan de details waren gebaseerd op onze eerste modelberekeningen.



We moeten nog de gebeurtenissen van oktober 1917 onderzoeken, die leidden tot het verbod op het vliegen met de driedekker door het bezwijken van de vleugelconstructie op een andere plaats.

2.5. Snelheid horizontale vlucht en trekkracht bij een bepaalde invalshoek

Snelheid

De tot dusver besproken paragrafen stellen ons in staat om de snelheid voor horizontale vlucht te bepalen als we de invalshoek, het totale oppervlak, het vliegtuiggewicht en de luchtweerstand-coëfficiënt van het profiel kennen.

Voor de horizontale vlucht moet het gewicht van het vliegtuig G gelijk zijn aan de lift die door de vleugels wordt geleverd. Als er te veel of te weinig lift was, zou het vliegtuig stijgen of dalen. We hebben dus de volgende vergelijking voor horizontale vlucht:

$$G = A = z_a * m * F * v^2$$

Als we deze vergelijking voor de snelheid v willen oplossen, krijgen we de relatie:

$$v = G : (z_a * 1/8 * F)$$

De coëfficiënt z_a is te vinden in Figuur 5. De invalshoek van de Fokker Dr.I bepalen we aan de hand van de bouwbeschrijving van het vliegtuig. Daar wordt aangegeven $2,3^\circ$ bij de romp en $2,5^\circ$ bij de schoren. We rekenen met de gemiddelde waarde $2,4^\circ$. Voor deze invalshoek kunnen we de waarde $z_a = 0,344$ zien met behulp van de lift-lijn in Figuur 5. Dus we zetten:

$$v = 571 : 0,344 \times 1/8 \times 17,48 = 27,56 \text{ m / sec.}$$

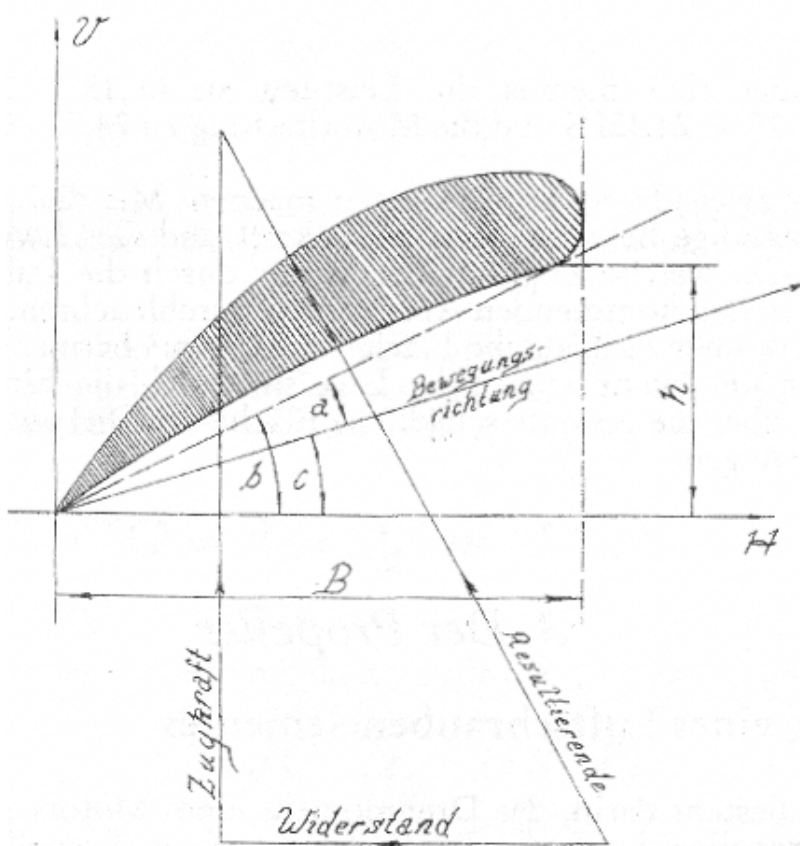
Met deze berekening konden we vaststellen dat de serie-driedekker met een invalshoek van $2,4^\circ$, normale luchtdichtheid en een snelheid van $27,56 \text{ m / sec.}$ ($27,56 * 3,6 = 99,22 \text{ km / u}$) in een horizontale vlucht vloog, d.w.z. klimmen noch dalen.

Aangezien zowel de lift als de weerstand (drag) toenemen met een grotere invalshoek, wordt de snelheid die nodig is voor een rechte vlucht steeds lager. Dit kan tot op een bepaald punt, waarop de lucht stroom wordt afgebroken en de lift ten opzichte van het gewicht naar nul zakt, worden uitgevoerd.

De tractie

We kunnen voortbouwen op de voorgaande berekeningen en bepalen welke trekkracht de propeller moet leveren als de motor het vliegtuig horizontaal wil houden.

Tot nu toe hebben we twee verschillende weerstanden leren kennen die optreden bij een bewegend vliegtuig. Enerzijds hebben we de weerstand van de vleugels zelf en anderzijds de vuile weerstand van de andere delen van het vliegtuig met uitzondering van de vleugels. Aangezien ook hier, net als bij de lift, de trekkracht gelijk moet zijn aan de totale te overwinnen weerstand, kunnen we concluderen:



Z = vleugel weerstand + vuile weerstand

Dienovereenkomstig kunnen we als volgt de vergelijking opstellen voor het berekenen van de trekkracht Z:

$$Z = (z_r * m * F * v^2) + (0,65 * m * f * v^2)$$

De eerste term van deze berekening heeft betrekking op de weerstand van de vleugel, de tweede op de weerstand van de andere vliegtuigonderdelen. Met behulp van de gegevens die we kennen van de driedekker met een invalshoek van 2,4°, bepalen we:

Figuur 12

$$Z = (0,025 \times 1/8 \times 17,48 \times 27,562) + (0,65 \times 1/8 \times 0,40 \times 27,562) = 66,18 \text{ kg.}$$

Volgens paragraaf 1.4. Hieruit wordt het vermogen berekend als $66,18 \times 27,56 = 1823,92$ kgm / sec., Het propeller-vermogen als $1823,92 : 75 = 24,32$ pk en het motorvermogen als $24,32 : 0,7 = 34,74$ pk.

Hier willen we graag twee opmerkingen maken. Deze berekeningen gaan uit van een verwachting. Een volledige berekening van trekkracht en snelheid is nog niet gemaakt, omdat we nog niet weten welke trekkracht de motor daadwerkelijk door de propeller kan uitoefenen. We zullen dit in de volgende paragrafen onderzoeken. Het vuile oppervlak van 0,40 m² dat in de bovenstaande berekening is aangenomen bij de vereiste trekkracht, is alleen gebaseerd op een voorlopige ruwe schatting. Pas later, wanneer we ook rekening kunnen houden met de invloeden van de roeren, zullen we een exacte berekening maken van het gehele vuile gebied van de Dr.I. Maar nu zou dit resultaat als benadering moeten volstaan.

3. De propeller

3.1. Vorm en effect van een propeller

De taak van een propeller is om het koppel dat een motor levert om te zetten in trekkracht. De propeller bereikt zijn effect door de vorm van de afzonderlijke propeller-bladen. Men kan zich een dergelijk element hierdoor gemakkelijk voorstellen als u denkt aan de propeller in het bovenaanzicht (vooraanzicht) en een passer precies in de rotatieas van de propeller-naaf steekt en een propeller-blad tekent op een afstand van de middelste twee nauw op elkaar liggende cirkelvormige bogen. Men maakt langs deze twee lijnen verticaal naar de propeller die

Figuur12 Een segment van een propeller blad

nu een snede verenigt, dus men krijgt een klein stukje van de propeller dat qua

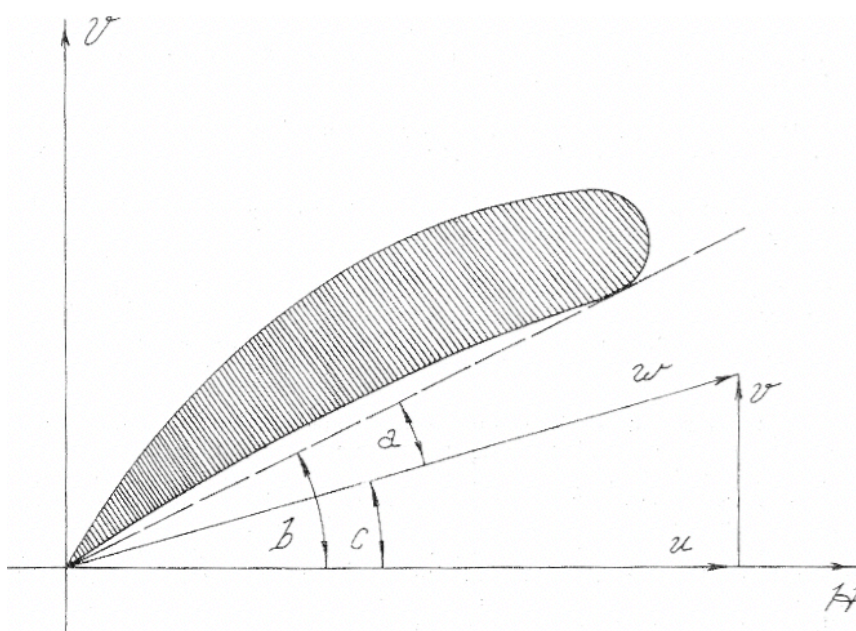
dwarsdoorsnede heel erg overeenkomt met het dragende vleugelprofiel. Door deze analogie met de vleugel kunnen we ook de werking van een propeller verklaren.

De krachten die een rol spelen op één enkel propeller segment zijn duidelijk weergegeven in Figuur 12. Voordat we hier echter op ingaan, moeten we eerst een concept bespreken dat te maken heeft met de propeller. Dit is de term "spoed" (pitch).

Met spoed wordt de toename in hoogte bedoeld, die een schroef geeft wanneer deze eenmaal rond gaat. De helling S wordt berekend met de formule $\text{tg } b = S : (2 r * \pi)$. Als we willen weten met hoeveel h zonder dat de hele cirkel is afgelegd, maar slechts een deel ervan, dan vinden we de verhouding $h : S = B : (2 r * \pi)$, waaruit de vorm $h = (B * S) : (2 r * \pi) = B * \text{tg } b$ kan worden afgeleid.

Elk element van een propeller profiel komt overeen met een kort stuk van een dergelijke cirkel, waarbij het deel B van de cirkel overeenkomt met de bladbreedte van de propeller op het respectievelijke punt.

Zoals reeds vermeld, lijkt de dwarsdoorsnede van een propeller profiel sterk op die van het vleugelprofiel. De propeller dankt zijn werking aan deze dwarsdoorsnede.



Zijn taak is om de rotatiebeweging van de motor om te zetten in een beweging van het vliegtuig en het door de motor uitgeoefende koppel in een trekkracht. Als gevolg van de rotatie van de propeller en de voorwaartse beweging van het vliegtuig heeft elk afzonderlijk element van de propeller een bepaalde snelheid, waarvan de vector is weergegeven in Figuur 13 voor één van deze elementen.

Figuur 13

De snelheid van de propeller elementen is de resultante van de rotatiesnelheid van de propeller in de richting H en de snelheid van de voorwaartse beweging van het vliegtuig zelf in de richting V . Net als bij de vleugel zorgt de beweging door de lucht voor een onderdruk op de bovenzijde van het element en een overdruk aan de onderzijde. Als gevolg hiervan werkt een resulterende luchtdruk (Figuur 12) bijna verticaal op het vlak van de propeller elementen en dus naar boven (of naar voren). Dit resultaat wordt de propeller-trekkracht genoemd. In Figuur 12 is er ook een horizontale krachtcomponent die de rotatie van de propeller tegenwerkt. Deze kracht zal verschillend zijn voor alle afzonderlijke elementen van de propeller en samen worden ze de propeller-weerstand genoemd. Als de propeller door de motor wordt rondgedraaid, moet de motor dit weerstandsmoment constant overwinnen.

Tijdens de voorwaartse beweging van het vliegtuig bestaat de beweging van de propeller-elementen uit twee componenten. Enerzijds hebben we de draaiende beweging van de propeller met de omloop-snelheid u in de richting H . Anderzijds hebben we de voorwaartse beweging van het vliegtuig in de richting V met de snelheid v . De snelheidsvector w getoond in Figuur 13 resulteert voor de propeller van deze componenten.

De hoek tussen de koorden van de afzonderlijke propeller-elementen en de resulterende w wordt de invalshoek van het propeller-element genoemd. In hoeverre de invalshoek van de propeller-elementen afhangt van de luchtsnelheid v en de rotatiesnelheid u is goed te zien. Bij stationair draaien valt de invalshoek samen met de hellingshoek b en is daardoor het grootst. Als de snelheid van de voorwaartse vector van het vliegtuig toeneemt, neemt de invalshoek a van de propeller-elementen af.

Zoals we bij de vleugel hebben gezien, veranderen de twee coëfficiënten z_a en z_r zodra de invalshoek van de vleugel - of in ons geval het propeller-element - verandert. Wat betekent dit concreet voor de afhankelijkheid van de invalshoek van de propeller-elementen van de grootte van de vliegtuigsnelheid v ?

De trekkracht (lift) van de afzonderlijke propeller-elementen neemt af naarmate hun invalshoek kleiner wordt met toenemende v van het vliegtuig.

Uit deze stelling kan worden geconcludeerd dat de trekkracht van een propeller het grootst is bij stationair draaien en afneemt bij toenemende luchtsnelheid.

Niet alleen de trekkracht van een propeller die stationair draait, is groter dan die van een propeller tijdens de vlucht. Ook de weerstand is tijdens de vlucht het grootst.

De hoek van de vector, gedefinieerd door v en u , wordt in Figuur 13 aangeduid met c . Hij wordt berekend uit $\tan c = b - a$. In de tekening is te zien wat het verschil tussen de hellingshoek b en de invalshoek a is. c is dus $b - a$. De hoek c verandert van propeller-element naar propeller-element. De reden voor de vorming van de propeller-bladen op deze manier ligt in het feit dat de omloopsnelheid u recht evenredig is met de afstand r tot de rotatieas. Doordat het beste rendement van een propeller alleen kan worden bereikt in een beperkt gebied van invalshoeken, wordt de spoedhoek b ten opzichte van de bladuiteinden te klein gemaakt. Dit zorgt ervoor dat de invalshoek van alle propeller-elementen constant blijft terwijl ze met verschillende snelheden door de lucht bewegen. De binnenste, langzaam roterende elementen krijgen een grote invalshoek, de buitenste, snel roterende elementen van de propeller krijgen een kleinere invalshoek.

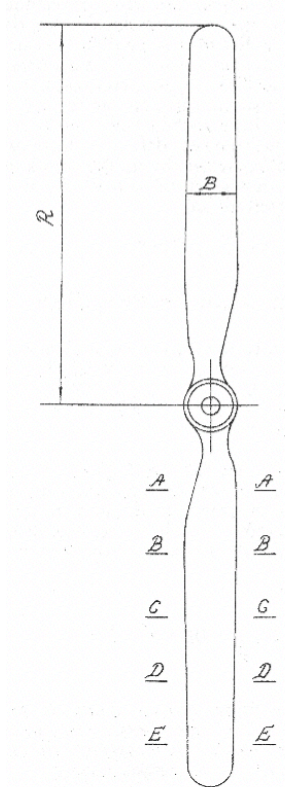
3.2. Trekkracht en weerstandsmoment van de propeller

Zowel de trekkracht als de weerstand van een propeller zijn, analoog aan de lift en de weerstand van de vleugel, vaste componenten in lucht. We hebben de lift en de weerstand van de vleugels kunnen berekenen in paragraaf 2.2. dit hoofdstuk stelt algemene wetten vast. Om de trekkracht van een propeller te bepalen, kunnen we hier nu ongetwijfeld dezelfde wetten toepassen.

We kunnen dit doen doordat we kunnen aannemen dat de trekkracht, net als de lift van de vleugels, evenredig is met de luchtdichtheid m , met het gebied F van de propeller, met het kwadraat van de omtreksnelheid U , en ook wordt bepaald door een coëfficiënt, dat afhangt

van de vorm van de propeller en met z_p als het "tractie-coëfficiënt van de schroef" wordt aangegeven. Vanuit deze relaties kunnen we een formule opstellen waarmee we de trekkracht van de propeller kunnen bepalen. Deze formule moet er als volgt uitzien:

$$Z = z_p * m * F * U^2$$



Met deze formule kunnen we de trekkracht van de schroef alleen berekenen zolang deze daadwerkelijk op de stationair draait. Want alleen dan zijn de snelheden van de afzonderlijke elementen van de propeller evenredig met elkaar. Als de omtreksnelheid U toeneemt, nemen ook de snelheden van de andere elementen van de schroef in dezelfde mate toe.

Een heel ander geval doet zich voor wanneer het vliegtuig van de plaats beweegt. Nu worden de snelheden van de elementen niet langer alleen bepaald door U , maar door de verhouding van omtreksnelheid U tot vliegsnelheid v . Als U bijvoorbeeld wordt verdubbeld terwijl het vliegtuig vooruit beweegt, neemt de snelheid van de elementen heel anders toe. Die van de binnenste zal nauwelijks significant veranderen, terwijl die van de buitenkant snel zal verdubbelen.

Als men er echter voor zorgt dat het quotiënt $v : U$ hetzelfde blijft, kunnen de snelheden van de elementen allemaal in dezelfde verhouding worden verhoogd of dienovereenkomstig worden verlaagd. Alle bewegingsomstandigheden op de propeller blijven dan hetzelfde.

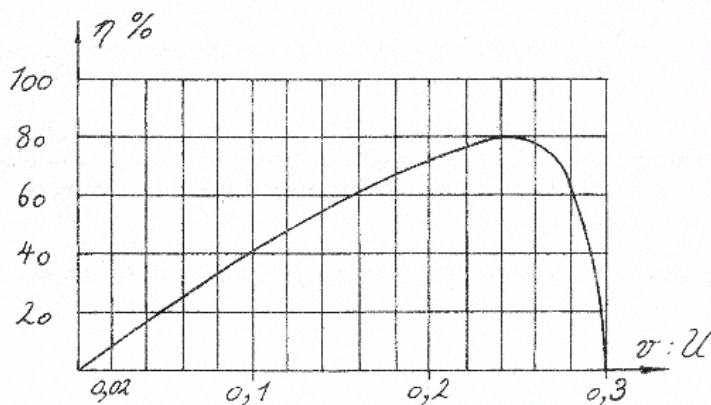
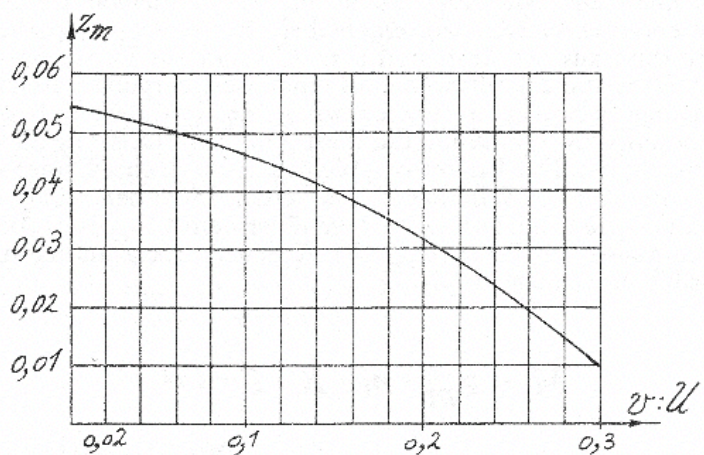
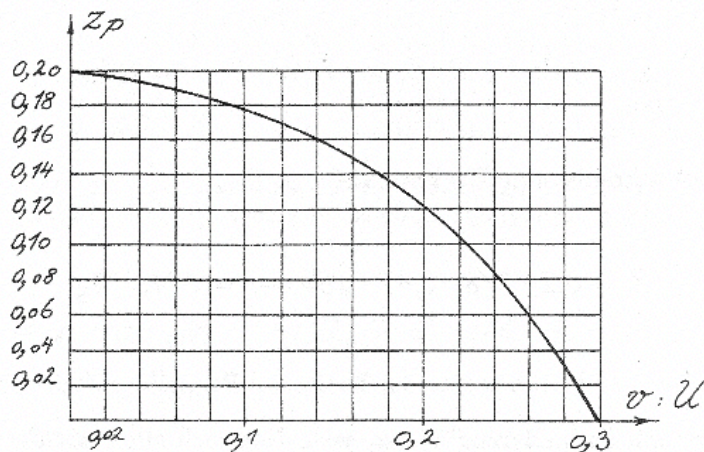
Op basis van wat zojuist is bewezen, is het duidelijk dat we bovenstaande formule ook kunnen gebruiken voor het berekenen van de trekkracht van de schroef bij stationair draaien en wanneer het vliegtuig in beweging is. Men moet er dan rekening mee houden dat de coëfficiënt z_p voor de beweging tijdens de vlucht niet alleen afhangt van het ontwerp van de propeller, maar in dezelfde mate van de verhouding $v : U$, ook wel de "progress degree of the propeller" genoemd. Bij stationair draaien is de voortgang logischerwijs nul.



Om redelijke modelberekeningen van een propeller te kunnen maken, is het noodzakelijk om de verandering in de coëfficiënt z_p bij een "progress degree of the propeller" te kennen. Deze gegevens kunnen alleen worden

Figuur 14 Weergave van de propeller.

bepaald door experimenten met de propeller in de windtunnel. Helaas hebben we deze gegevens niet voor de propellers die in de Dr.I. Voor alle verdere modelberekeningen zullen we daarom in deze eerste editie verwijzen naar een schroef, waarvoor alle benodigde waarden beschikbaar zijn en die ook qua vorm en afmeting sterk lijkt op de propeller van AXIAL, die de propeller vervaardigde, de meest voorkomende bij de driedekker werd gebruikt. De betreffende propeller wordt getoond in Figuur # 14.



Figuur 15, 16 en 17.

In de afbeeldingen 15, 16 en 17 worden het tractie-coëfficiënt, het weerstand-coëfficiënt en het rendement voor deze propeller weergegeven. Laten we eens kijken naar de betekenis van deze drie dingen.

Figuur 15 toont het tractie-coëfficiënt van de propeller afhankelijk van de voortgang $v : U$ van de propeller. U kunt aan de afbeelding zien dat bij hetzelfde aantal omwentelingen u van de propeller, de trekkracht afneemt naarmate de voortgang toeneemt. Met behulp van de coëfficiënten in deze grafiek is dit proces natuurlijk ook wiskundig te volgen. De propeller in ons voorbeeld heeft een diameter $D = 2r = 2,70\text{m}$ en een bladbreedte van $0,17\text{m}$. Het oppervlak van het bovenaanzicht F hieruit berekent is $0,41\text{ m}^2$ (bij het berekenen van het zichtbare oppervlak van de schroef moeten we er rekening mee houden dat we niet het volledige product van $D * B$ mogen gebruiken, omdat de naaf en de overgang naar de rotatie er nog steeds van afhankelijk zijn).

Bij een rotatie van 1200 RPM is de geschatte snelheid $U = 2.70 \pi * (1200 : 60) = 169,64\text{ m / sec}$. Als we nu de luchtsnelheid v van het vliegtuig op 44 m / sec . stellen dan is het op de quotiënt $v : U$, d.w.z. dat de progress degree van de propeller een waarde van $44 : 169,64 = 0,26$ heeft. Voor deze mate van voorwaartse snelheid

nemen we het coëfficiënt z_p van 0,06 uit Figuur 15. Zodat we de trekkracht bij de luchtsnelheid $v = 44\text{m / sec}$. ($158,4\text{km / u}$) volgens onze formule kunnen berekenen:

$$Z = 0,06 \times 1/8 \times 0,41 \times 169,642 = 88,49\text{ kg}$$

Stationair zou dezelfde propeller een trekkracht hebben van:

$$Z = 0,2 \times 1/8 \times 0,41 \times 169,642 = 294,97\text{ kg}$$

Vergelijkbaar met het coëfficiënt van de propeller-trekkraft z_p , is ook de tweede component van de luchtkrachten op de propeller, het weerstandsmoment, dat de motor moet overwinnen. Een formule vergelijkbaar met die van de coëfficiënt z_p kan worden gebruikt om deze variabele te berekenen. Maar men mag hierbij niet uit het oog verliezen dat de weerstandskrachten die de beweging van de afzonderlijke propeller-elementen tegenwerken als een hefboom op de propeller-naaf werken en dus op de propeller inwerken met hun krachtmoment, het product van de kracht en de afstand tot de rotatie-as van de propeller. We geven het coëfficiënt van het weerstandsmoment van een propeller aan met z_m . Het coëfficiënt z_m is een dimensie-loze grootheid die ons in staat stelt te werken met modelschroeven in de windtunnel. We gebruiken de formule.

$$M = z_m * m * R * F * U^2$$

De **M** staat in deze berekening voor het moment dat de motor moet opwekken om de propeller tegen zijn eigen luchtweerstand in te laten draaien.

Net als z_p is ook z_m direct gerelateerd aan de mate van vooruit bewegen van de propeller. Figuur 16 toont de z_m -lijn voor onze veronderstelde propeller uit Figuur 14.

Voor een veronderstelde lichtsnelheid van 44 m / sec en een omtreksnelheid van 169,64 m / sec, d.w.z. een voortgang van de schroef van 0,26, toont Figuur 16 ons de overeenkomstige z_m -waarde van 0,021. Om te het benodigde koppel voor de rotatie van de propeller wordt berekend als:

$$M = 0,021 \times 1/8 \times 1,35 \times 0,41 \times 169,64^2 = 41,81 \text{ kgm}$$

Stationair is dit:

$$M = 0,054 \times 1/8 \times 1,35 \times 0,41 \times 169,64^2 = 107,51 \text{ kgm}$$

Hieruit blijkt dat bij een gegeven motor, als het koppel onveranderd blijft, de snelheid van de schroef stationair noodzakelijkerwijs lager is dan tijdens de vlucht, aangezien de inspanning die nodig is om de propeller-weerstand te overwinnen hier het grootst is.

3.3. Propellerkracht en efficiëntie

Aangezien elk krachtmoment dat op de propeller inwerkt, moet worden gezien als een hoeveelheid van de kracht die op de hefboomarm wordt uitgeoefend, is het vermogen dat de propeller absorbeert gelijk aan het resultaat van het product van koppel en rotatiesnelheid op een afstand van 1 tot de as. De snelheid op een afstand van 1 vanaf het midden van de rotatieas heeft de waarde $U : R$. Het opgenomen vermogen is dus $M * U : R$. Voor ons laatste voorbeeld van de driedekker tijdens de vlucht hebben we de waarden $M = 41,81 \text{ kgm}$, $U = 169$, verkregen. 64 en $R = 1,35$. Uit deze waarden berekenen we een prestatie van $41,81 * 169,64 : 1,35 = 5253,81 \text{ kgm / sec}$. Het aantal pk's dat de motor moet leveren om de propeller in de lucht te houden op $v = 44 \text{ m / sec}$. bij 1200 tpm. draaien is het $5253,81 : 75 = 70,05 \text{ pk}$. Het vermogen van de propeller in deze vliegconditie wordt berekend uit het product van $Z * v = 88,49 * 44 = 3893,56 \text{ kgm / sec}$. of $3893,56 : 75 = 51,91 \text{ pk}$.

De verhouding tussen het opgenomen vermogen en het afgegeven vermogen van een propeller wordt de efficiëntie genoemd. De efficiëntie wordt aangegeven met de Griekse letter η (eta). Het vloeit voort uit de formule:

$$\eta = Z \cdot v \cdot (M \cdot U : R) = Z : (M : R) \cdot (v : U)$$

U kunt hier een vereenvoudigde vorm uit afleiden en vervolgens de formule krijgen:

$$\eta = (z_p \cdot z_m) \cdot (v : U)$$

Omdat de coëfficiënten z_p en z_m analoog zijn aan de vleugelcoëfficiënten z_a en z_r , valt het dus nu ook op dat er een gelijkaardige analogie is tussen de efficiëntie η van de propeller en de glijhoek α van de vleugel. Figuur 17 toont de efficiëntie-lijn voor de propeller in Figuur 14.

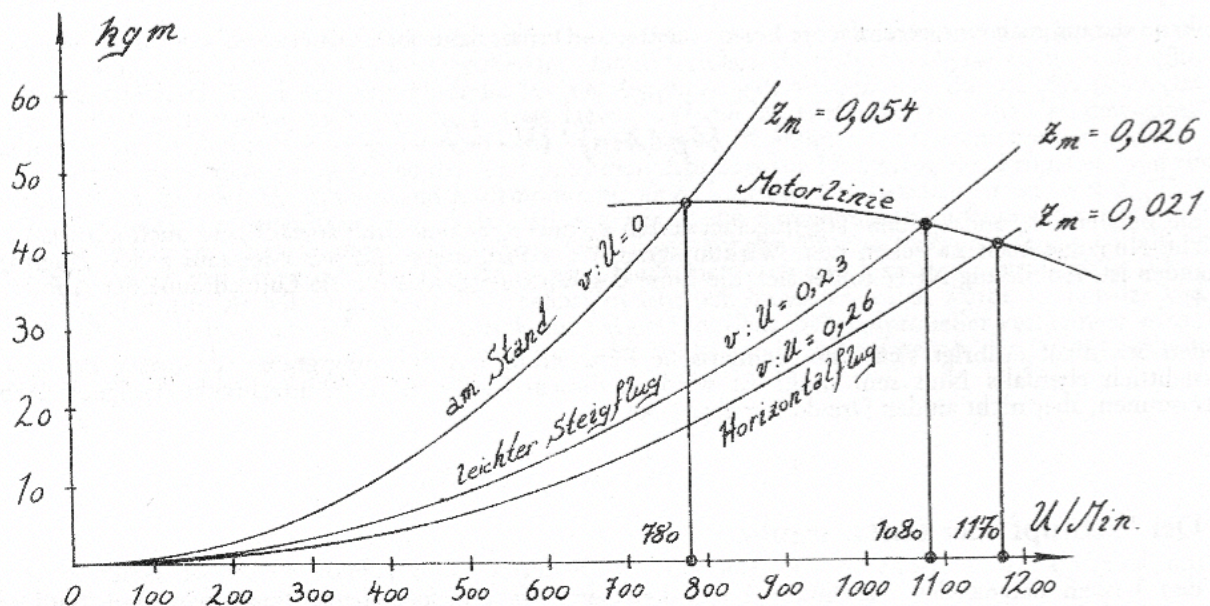
Een rekenkundige bepaling van de mate van efficiëntie is niet nodig voor stationair draaien, aangezien deze uiteraard ook nul moet zijn bij $v = 0$. In dit geval neemt de propeller alleen werk op zich, maar brengt deze niet over naar de driedekker.

4. De interactie van de vleugel met propeller en motor

4.1. De propeller en de motor

We hebben in de vorige paragrafen geleerd dat, op voorwaarde dat al het andere ongewijzigd blijft, het weerstandsmoment van de schroef evenredig is met de snelheid n . Men kan de rotatiesnelheden intypen als een abscis in een askruis en als een ordinaat hierop het momentum van weerstand. Voor vaste maten van verschillende z_m -coëfficiënten kun je een grafiek gebruiken.

Teken gewone parabolen en lees de weerstand van de individuele snelheden af. We weten ook al hoe een verandering in de mate van vooruitgang van de propeller de grootte van de coëfficiënt voor onze propeller beïnvloedt. Stationair is die het de grootste en bij het bij het horizontaal vliegen het kleinst. Ten slotte wordt hij bij het klimmen iets groter dan bij een horizontale vlucht. In Figuur 18 hebben we drie parabolen getekend van het zojuist besproken type in een grafiek.



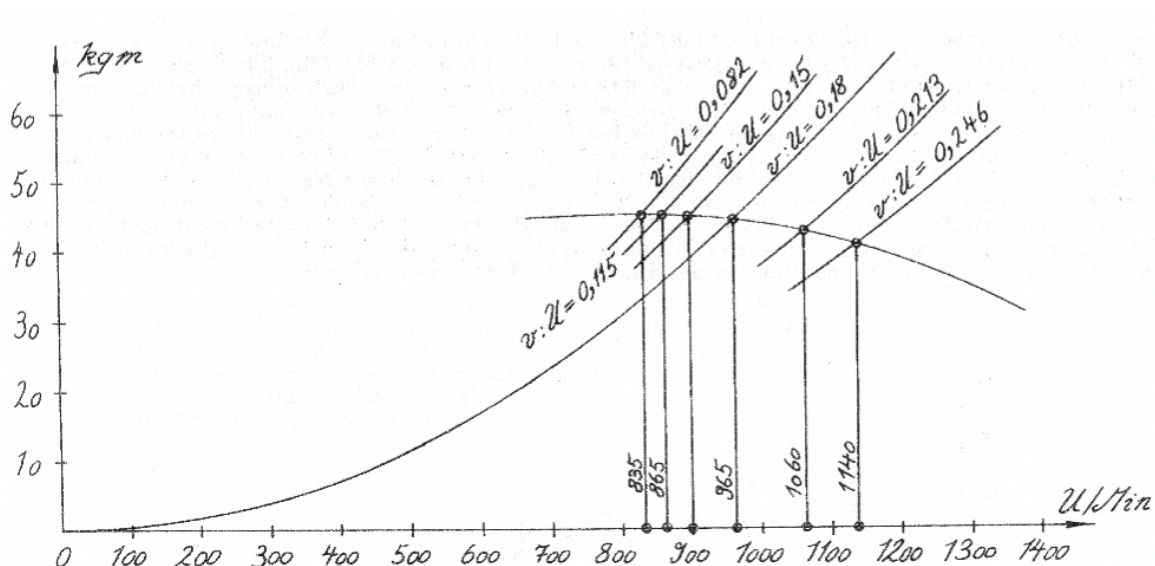
Figuur 18

In hoofdstuk nr. 10 van het boek "FOKKER DR.I / Drei Flächen - Eine Legende" hebben we de remlijnen voor de Oberursel Ur.II rotatiemotor ingevoerd in Figuur nr.28. Hoe de vermogensmeting van een motor op bij remmen werkt, staat in elk goed boek over vliegtuigmotoren. We hebben nu de bovengenoemde illustratie nr. 28 nodig (niet opgenomen in dit boek!) Voor een verdere beschouwing m.b.t. de interactie van propeller en motor.

De remlijn van de motor, die betrekking heeft op het koppel, kan direct worden gekopieerd naar Figuur 18, die de parabolen toont voor de relatie tussen koppel en toerental bij verschillende z_m -coëfficiënten. Daarmee krijgen we een grafiek waarin de parabolen van de weerstandsmomenten van onze propeller elkaar kruisen met de lijn van het leverbare koppel van de Oberursel-motor. De snijpunten van de lijnen geven ons informatie over de snelheden die de motor kan bereiken met onze propeller uit Figuur 14 in de drie vliegmodi.

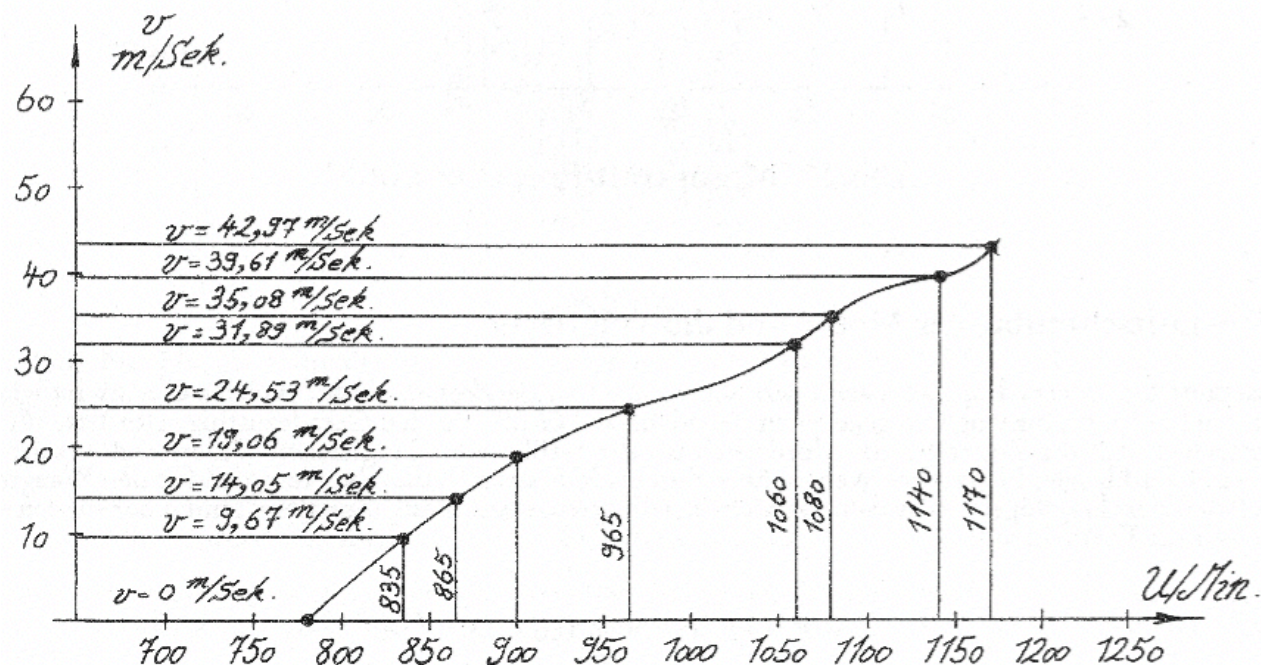
Als iemand moeite heeft om de samenhang duidelijk te krijgen, hoeft hij zich alleen maar voor te stellen hoe de motor zijn kracht moet gebruiken om de propeller na het starten in rotatie te brengen. Dit gaat door zolang de motor in staat is om de weerstand te overwinnen die de propeller tegen zijn rotatie vasthoudt. Op een gegeven moment is de weerstand van de propeller net zo groot als het motorvermogen. Beide krachten zijn dus aan elkaar gelijk en de propeller draait met een ongeveer constante snelheid. Het aantal omwentelingen van een propeller neemt duidelijk toe naarmate de voorwaartse snelheid van het vliegtuig toeneemt.

We willen nu onderzoeken welke trekkracht onze propeller kan leveren in combinatie met de Ur.II rotatiemotor bij verschillende vliegsnelheden. Hiervoor moeten we eerst verdere omwentelingen van de propeller bepalen bij verschillende voorwaartse snelheden. We hebben dit in Figuur 19 gedaan op de manier die zojuist is beschreven voor de voortgangsniveaus 0,082, 0,115, 0,15, 0,18, 0,213 en 0,246. De op deze basis in de grafiek gevonden motoromwentelingen per minuut zijn 835, 865, 900, 965, 1060 en 1140. Allereerst is het bij het zoeken naar de propeller-trekkracht voor verschillende snelheden noodzakelijk om een relatie te leggen tussen de gevonden omwentelingen en de relevante vliegsnelheden.



Figuur 19

We halen de luchtsnelheid uit het quotiënt van de voortgang: omtreksnelheid. De omtreksnelheden voor de snelheden in de twee grafieken, Figuren 18 en 19, zijn verkregen uit de berekening $U = n : 60 \cdot 2\pi \cdot R = n \cdot (2\pi : 60) \cdot 1,35 = n : 7,08$. We hebben dus een snelheid van 835 tpm. een omtreksnelheid van $U = 835 : 7,08 = 117,94 \text{ m / sec.}$ en een vliegsnelheid $v = 0,082 \cdot 117,94 = 9,67 \text{ m / sec.} = 34,82 \text{ km / u}$ verkregen. In Figuur nr. 20 hebben we op deze manier de vliegsnelheid v van het vliegtuig aan de respectievelijke propeller-snelheid verbonden.



Figuur 20

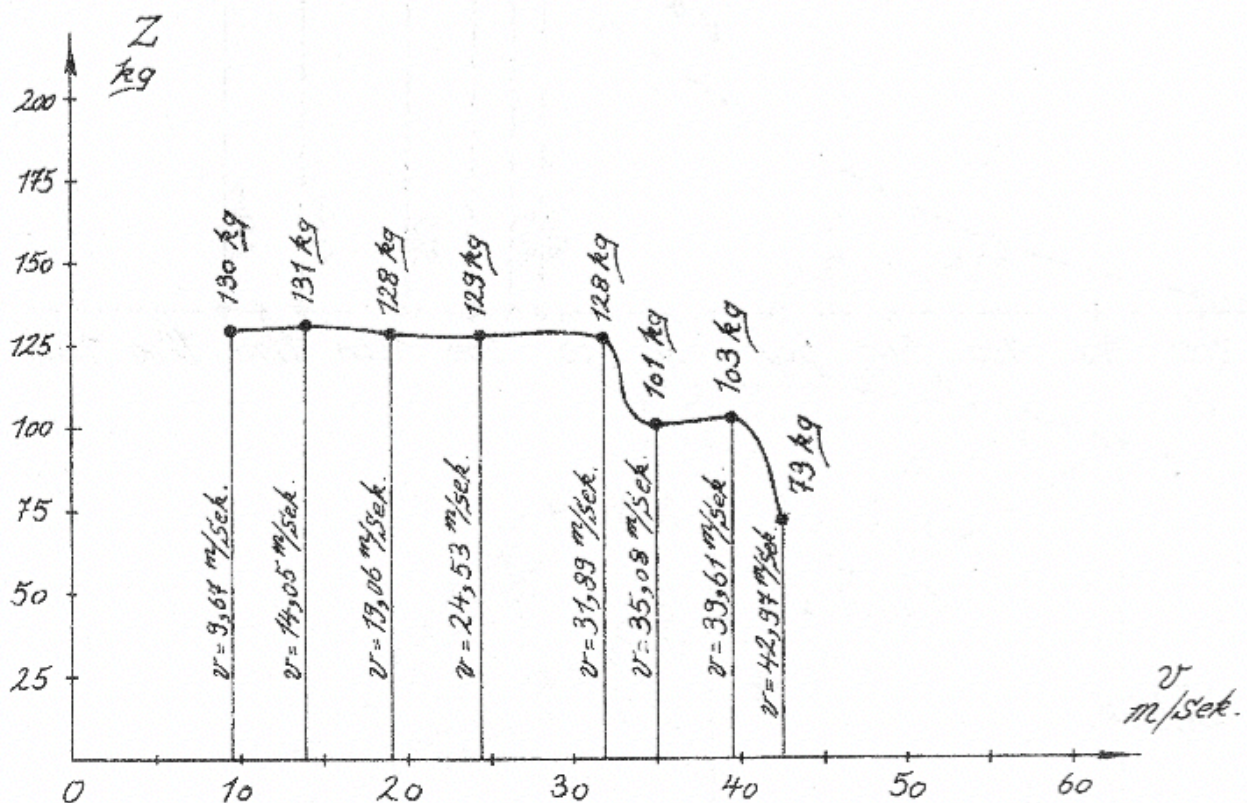
Nadat we een verband hebben gelegd tussen de rotatiesnelheden en de luchtsnelheden die erdoor worden behaald, is het niet moeilijk om de trekkracht van de propeller te bepalen voor de vliegsnelheden gevonden in Figuur 20.

Om de vliegsnelheid te bepalen, hebben we zojuist de omtreksnelheid berekend voor alle ter zaken doende omwentelingen. Als we nu willen weten welke trekkracht de propeller heeft bij een snelheid van 835 tpm, dus een vliegsnelheid van 9,67 m / sec. genereert, leren we dit door de in paragraaf 3.2. verklaarde formule:

$$Z = z_p * 1/8 * F * U^2$$

Hier zetten we simpelweg de bekende gegevens van het toerental 835 tpm. in. De berekening geeft $Z = 0,182 * 1/8 * 0,41 * 117,942 = 129,722 \text{ kg}$. Omdat we dat hebben gevonden bij $n = 835 \text{ rpm}$. de lichtsnelheid 9,67 m / sec. weten we inmiddels ook dat onze propeller bij deze vliegsnelheid een trekkracht genereert van rond de 130 kg. We gaan nu verder in hetzelfde schema met de andere lichtsnelheden in Figuur 20. De waarden van de z_p -coëfficiënten en de vliegsnelheden die nodig zijn voor het berekenen van Z .

De in de grafieken van Figuur nr. 15, nr. 18 en nr. 19. berekende trekkrachten kunnen weer in een grafiek worden ingevoerd. De resulterende motorvermogen-propeller-lijn wordt getoond in Figuur 21. Deze lijn drukt de samenwerking uit tussen de motor en de propeller. We kunnen een definitieve berekening maken van de werkelijke lichtsnelheid die het vliegtuig zal bereiken in de volgende paragraaf, als we de kennis van deze paragraaf over de interactie van de motor en propeller combineren met die over de vleugels.



Figuur 21 "Motorvermogen propeller lijn"

4.2. De propeller, de motor en de vleugel

In paragraaf 2.5. In dit hoofdstuk hebben we nagedacht over de snelheid en trekkracht die een vliegtuig met een bepaald gewicht en grootte nodig heeft om een horizontale vlucht te kunnen maken. Daar hadden we bepaald dat de benodigde trekkracht gelijk moest zijn

aan de grootte van de vleugelweerstand + vuile weerstand van de overige vliegtuigonderdelen. We ontdekten ook dat bij een horizontale vlucht de lift van de vleugels gelijk moet zijn aan het gewicht van het vliegtuig. Om deze twee grootheden te berekenen, gebruiken we de volgende formules:

$$Z = z_r * m * F * v^2 + 0,65 * m * f * v^2$$

en

$$G = A = z_a * m * F * v^2$$

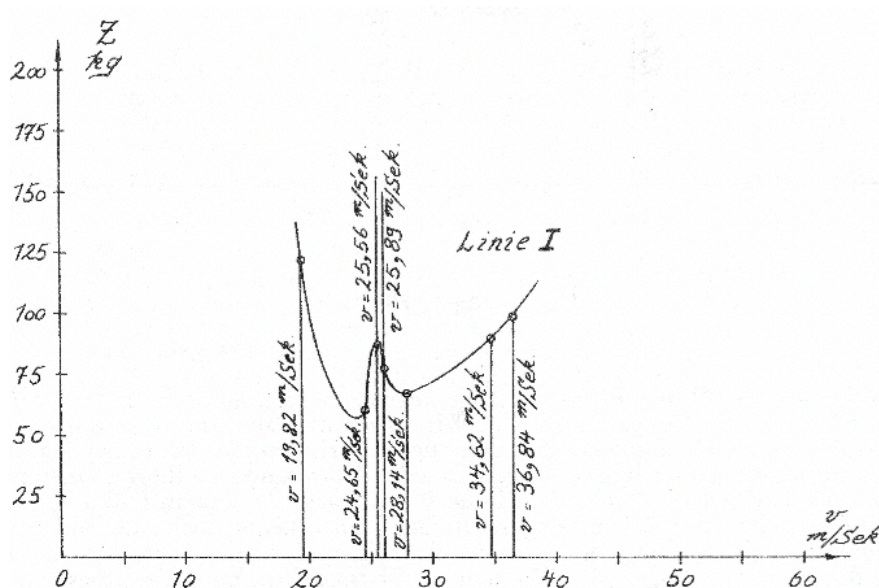
Omdat de vleugelcoëfficiënten z_a en z_r afhangen van de respectievelijke invalshoek, we hebben in paragraaf 2.5. de invalshoek van de vleugels geselecteerd die de Adlershof-bouw-specificatie voor de Fokker Dr.I aangeeft, en hieruit hebben we de volgende waarden voor v en Z berekend:

$$\dot{\alpha} = 2,4^\circ \quad v = 27,56 \text{ m / sec.} \quad Z = 66,18 \text{ kg.}$$

Met dezelfde procedure zullen we nu de benodigde trekkracht en snelheid bepalen voor horizontale vlucht bij verschillende invalshoeken. De berekeningen geven achtereenvolgens:

$\dot{\alpha} = -2^\circ$	$v = 36,84 \text{ m/sec.}$	$Z = 95,26 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = -0^\circ$	$v = 34,26 \text{ m/sec.}$	$Z = 91,33 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = +2^\circ$	$v = 28,14 \text{ m/sec.}$	$Z = 67,26 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = +4^\circ$	$v = 24,65 \text{ m/sec.}$	$Z = 60,90 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = +6^\circ$	$v = 25,89 \text{ m/sec.}$	$Z = 77,44 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = +8^\circ$	$v = 25,56 \text{ m/sec.}$	$Z = 88,32 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = +12^\circ$	$v = 19,82 \text{ m/sec.}$	$Z = 123,92 \text{ kg}$

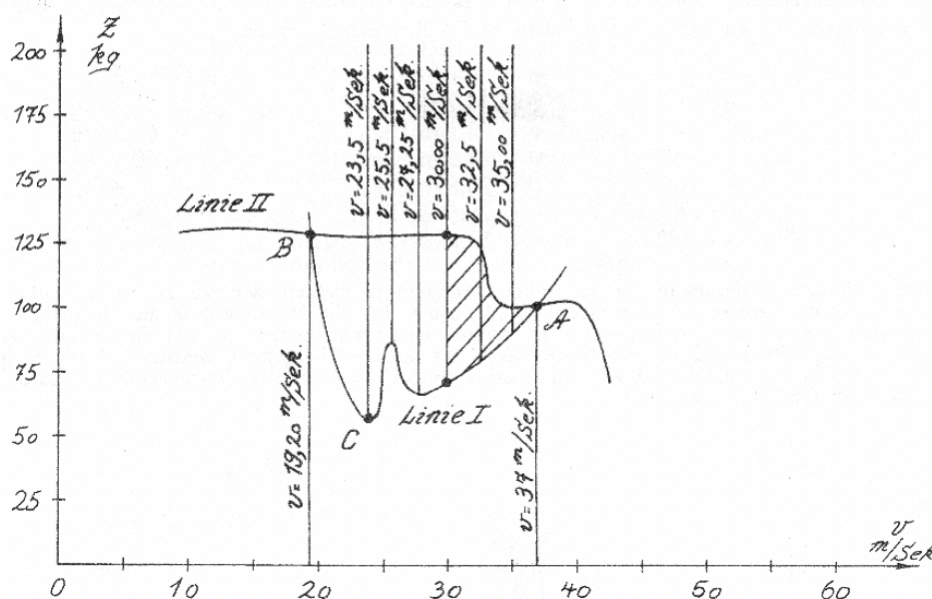
Deze waarden kunnen op hun beurt in een grafiek worden uitgezet, zoals we al weten uit



Figuur 22

onze eerdere cijfers. In Figuur nr. 22 hebben we de waarden van Z weergegeven als ordinaten naar de overeenkomstige waarden van v . In deze grafiek was het mogelijk om een relatie te leggen tussen de benodigde trekkrachten en de respectievelijke snelheden. In het volgende zullen we naar deze regel verwijzen als "Lijn I". Deze wordt voornamelijk bepaald door het gewicht van het vliegtuig en de eigenschappen van de vleugel.

In Figuur 21 hebben we de motor-kracht-propeller-lijn ontworpen. De vorm van deze lijn blijft volledig onafhankelijk van gewicht en vleugel en wordt alleen bepaald door de



Figuur 23

interactie van propeller en de motor. Als we nu deze lijn met de "Lijn II" aanduiden en samen met "Lijn I" in dezelfde grafiek invoeren dan krijgen we de grafiek van Figuur 23. Deze Figuur toont ons nu **zc** tegelijkertijd de beschikbare en de benodigde trekkracht voor de vlucht van de driedekker.

We hebben eerder vastgesteld dat een goede horizontale vlucht van de driedekker, zoals voor iedere vliegtuig geldt, alleen mogelijk is als de benodigde trekkracht overeenkomt met de beschikbare trekkracht.

Bij een horizontale vlucht van de Dr.I komen alleen de twee punten A en B van Figuur nr. 23 in aanmerking.

Beide punten snijden namelijk de "Lijn I", die de benodigde trekkracht aangeeft, en de "Lijn II", die de beschikbare trekkracht aangeeft. Om zeer specifieke redenen wordt de lagere snelheid geëlimineerd in punt B en blijft alleen punt A over voor de horizontale vlucht. We zullen later in meer detail bespreken waarom dit zo is.

Aangezien "Lijn I" wordt bepaald door de invalshoek van de vleugel, laat Figuur 23 ook precies zien welke invalshoek optreedt wanneer de machine horizontaal vliegt. Het enige dat u hoeft te doen, is de snelheid op het snijpunt **A** aflezen en de invalshoek bij **v** in de bovenstaande tabel zoeken. In ons voorbeeld is punt **A** $v = 37 \text{ m/sec}$. Dat komt bijna exact overeen met een invalshoek van -2° . Hier komen we later in een andere context op terug.

Gebaseerd op de afleiding van "Lijn II" in de vorige paragraaf, weten we dat de motor-vermogen-propeller-lijn overeenkomt met het vermogen bij volgas. Als de motor tijdens de vlucht echter wordt afgeremd, verschijnt een vergelijkbare, maar lager gelegen curve in plaats van "Lijn II" in Figuur 23. Je kunt de motor dus niet zo ver gas geven als je wilt als je toch horizontaal wilt kunnen vliegen. Op een gegeven moment zink "Lijn II" lager dan het laagste punt van "Lijn I" overeenkomt. In dit geval is er geen snijpunt meer tussen de twee

spanningslijnen. Ook kun je in Figuur 23 zien dat er een vaste limiet is voor de stand van de gashendel en dus ook voor de laagst mogelijke snelheid van horizontale vlucht. Zoals u gemakkelijk kunt zien, ligt deze snelheid slechts iets onder de snelheid bij volgas. Het bereik waarin je de vliegsnelheid van de Fokker Dr.I in de horizontale vlucht kunt regelen met de gashendel is erg klein.

4.3. Stijgen en dalen

Zoals we al meerdere keren hebben uitgelegd, kan de driedekker alleen horizontaal vliegen als de benodigde trekkracht gelijk is aan de beschikbare trekkracht. Vanaf nu geven we de benodigde trekkracht (Lijn I) aan met Z_1 en de beschikbare trekkracht (Lijn II) met Z_2 .

Het vliegtuig kan alleen klimmen als Z_1 kleiner is dan Z_2 , d.w.z. wanneer dat er overtollige trekkracht beschikbaar is die alleen kan worden gebruikt om het vliegtuig te laten stijgen. Als we met v' de snelheid aangeven die optreedt bij punt C in Figuur 23, d.w.z. 23,5 m / sec., Dan resulteert $Z_1 * v'$ het vermogen, dat wordt verbruikt door de vliegtuig-weerstand en van $Z_2 * v'$ het vermogen dat de motor via de propeller kan leveren.

Het vermogen dat aan de klim wordt toegewezen, wordt verkregen door het vliegtuiggewicht, zoals eerder, aangeduid met G en de stijgsnelheid met w en het product van $G * w$ te berekenen. Dus we zien dat:

$$G * w = Z_2 * v' - Z_1 * v' = (Z_2 - Z_1) * v'$$

moet zijn. Uit deze formule kunnen we een formule afleiden waarmee we de stijgsnelheid w kunnen berekenen. Deze formule is:

$$w = ([Z_2 - Z_1] : G) * v'$$

Voor de snelheid in punt C in Figuur 23 krijgen we $v' = 23,5$ m / sec. en in dezelfde Figuur vindt je Z_1 op 56,25 kg en Z_2 op 127,8 kg. Hieruit volgt dat met een vliegtuiggewicht van 571 kg is de stijgsnelheid 71,25: $571 * 23,5 = 2,93$ m / sec. wordt gehaald. Hoe groter het overschot van Z_2 boven Z_1 , hoe groter de stijgsnelheid van de Dr.I. is. Maar we willen ook de klimtijden weten van de andere vliegsnelheden die zijn geselecteerd in Figuur 23 en de klimtijden op dezelfde manier berekenen als hierboven. Voor de geselecteerde snelheden resulteert dit in:

$v = 23,50$	$Z_2 = 127,8$	$Z_1 = 56,25$	$w = 2,93$ m/sec.
$v = 25,50$	$Z_2 = 128,0$	$Z_1 = 85,00$	$w = 1,92$ m/sec.
$v = 27,25$	$Z_2 = 129,0$	$Z_1 = 66,25$	$w = 2,99$ m/sec.
$v = 30,00$	$Z_2 = 130,0$	$Z_1 = 70,00$	$w = 3,15$ m/sec.
$v = 32,50$	$Z_2 = 125,0$	$Z_1 = 78,75$	$w = 2,63$ m/sec.
$v = 35,00$	$Z_2 = 101,0$	$Z_1 = 90,00$	$w = 0,68$ m/sec.

In paragraaf 4.2. er werd gesteld dat punt B in Figuur 23 onmogelijk is voor een horizontale vlucht. We kunnen nu begrijpen waarom dat zo is. De kwestie heeft te maken met het feit dat het verloop van "Lijn I" overeenkomt met verschillende invalshoeken van de vleugel. In dit geval gelden lagere snelheden voor grotere invalshoeken en hogere snelheden voor kleinere invalshoeken. Als je het vliegtuig van een horizontale vlucht wil

laten klimmen, moet je de invalshoek vergroten, dat wil zeggen, de neus van het vliegtuig omhoog brengen. Deze toename van de invalshoek vermindert door het toenemen van coëfficiënt z_r de vliegsnelheid. Met afnemende snelheid komen we volgens Figuur 23 in een gebied links van punt A en dus in een toestand waarin Z_2 boven Z_1 ligt en dus meer trekkracht beschikbaar is. Als de neus van de driedekker verder omhoog gaat, wordt het verschil tussen Z_2 en Z_1 nog groter. Als we verder naar punt B opschuiven neemt het verschil weer af totdat het uiteindelijk nul wordt op punt B zelf. Hieruit wordt duidelijk dat de stijgsnelheid w niet naar believen kan worden verhoogd door de neus van het vliegtuig omhoog te brengen. Integendeel, als de invalshoek te veel wordt vergroot, neemt de stijgsnelheid af en wordt op een gegeven moment ook nul.

Bij een luchtgevecht moesten de piloten dus precies weten hoe ze met het vliegtuig moesten omgaan als ze wilden profiteren van het goede klimvermogen van de driedekker. Te krachtig de neus optrekken leidt tot een vermindering van de stijgsnelheid.

Uit bovenstaande blijkt wederom heel duidelijk dat de vliegsnelheid bij het klimmen altijd lager is dan bij horizontaal vliegen, aangezien alleen punten links van A in aanmerking komen voor een klim. Aan de andere kant, rechts van A, heb je ook snelheden met vol gas bij het dalen, die ver boven die van horizontale vlucht kunnen liggen. Omdat als Z_1 groter is dan Z_2 in onze formule voor het berekenen van w , is het verschil $Z_2 - Z_1$ en dus ook w negatief. Het gebied waarin dit kan gebeuren ligt echter rechts van ons punt A en dus in een deel van de assen waar de luchtsnelheid v toeneemt. Bij gevechtsvliegtuigen doen zich vaak omstandigheden voor waarin een tegenstander met vol gas werd achtervolgd of de piloot zelf een gevaarlijke situatie wilde ontwijken door te duiken.

De daling kan ook worden begonnen bij lagere vliegsnelheden door de motor af te remmen. Deze procedure resulteert in een waarde van w waarvan de grootte negatief is.

In Figuur 23 is een bepaald gebied tussen "Lijn I" en "Lijn II" gearceerd weergegeven. Dit gebied strekt zich uit van het snijpunt A van de twee lijnen tot het punt waar, volgens de bovenstaande uitleg, de stijgsnelheid zijn grootste waarde heeft bereikt. Wanneer B verder nadert, moet w continu afnemen en uiteindelijk nul bereiken op punt B. Laten we nu aannemen dat onze driedekker in horizontale vlucht is en de vliegsnelheid heeft die aangegeven door punt B. In dat geval zouden "Lijn I" en "Lijn II" elkaar kruisen en zou een horizontale vlucht mogelijk zijn. Maar de situatie wordt moeilijk voor de piloot als hij nu wil klimmen. Om dit te doen, zal hij proberen de neus van zijn vliegtuig omhoog te trekken. Als gevolg hiervan leidt de toename van de invalshoek echter tot een directe vermindering van de luchtsnelheid, waardoor het vliegtuig een snelheid links van punt B gaat bereiken. Maar hier is er geen overschot aan Z_2 meer, zodat het vliegtuig meteen een daling inzet met de neus rechtop. Met andere woorden het toestel - "valt". Alleen door op het moment van "overtrekken" (stall) gebruik te maken van de zogenaamde "reverse control" kan de piloot het overtrekken van het vliegtuig tegengaan. Hij duwt de stuurknuppel naar voren, net alsof hij een neerwaartse beweging wil initiëren. In ieder geval is overtrekken, dat wil zeggen de overgang naar het niet-gearceerde gebied in Figuur 23, schadelijk.

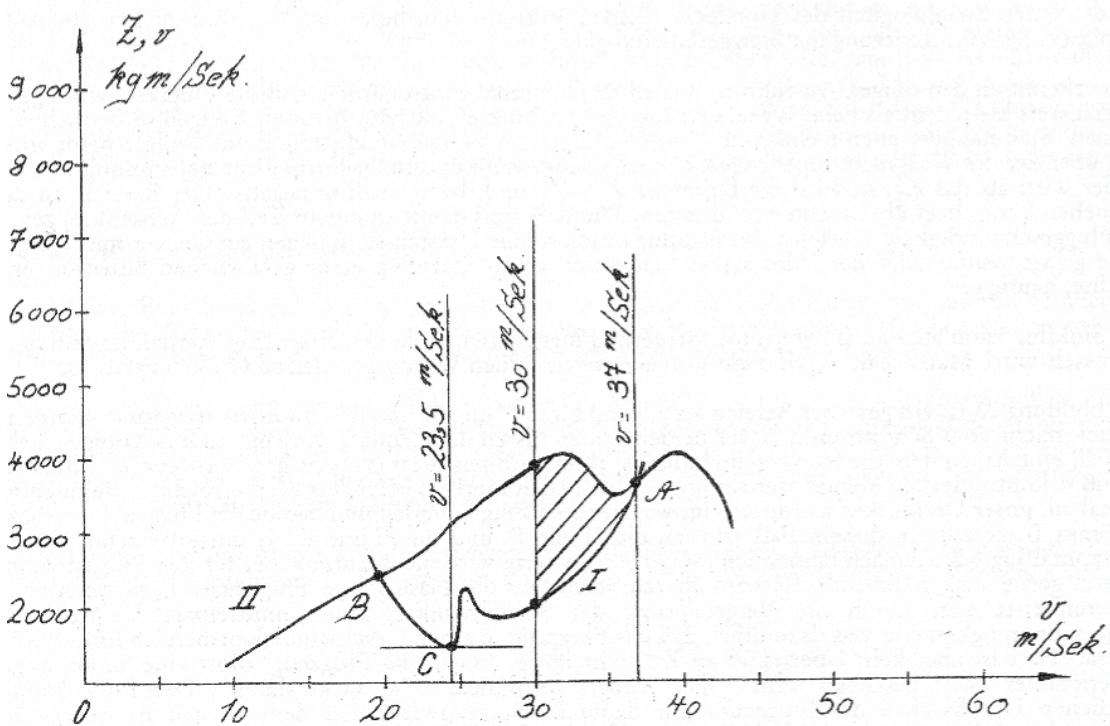
We hebben al kort aangegeven dat het afremmen van de motor ervoor zorgt dat de stand van "Lijn II" naar beneden verschuift. Als gevolg hiervan wordt het gearceerde gebied natuurlijk steeds kleiner totdat er geen snijpunt meer is tussen de twee curven. In dit geval is horizontaal vliegen of zelfs klimmen helemaal niet meer mogelijk. De reden hiervoor is duidelijk. Als Z_2 lager is dan Z_1 afneemt, wordt w negatief.

Als de motor volledig is uitgeschakeld, zakt Z_2 naar nul. Uit onze formule voor het berekenen van w kunnen we concluderen dat de daalsnelheid nu is:

$$w = Z_1 : G * v'$$

De hoek waaronder het vliegtuig daalt wordt bepaald door de verhouding van de daalsnelheid w tot de vliegsnelheid v . We krijgen het vlakste glijpad als de luchtsnelheid v gelijk is aan de snelheid die overeenkomt met het laagste punt van "Lijn I". Hoe dieper dit punt, hoe vlakker het vliegtuig kan glijden als de motor uit staat. In ons geval komt dit overeen met $w = 56,25 : 571 \cdot 23,5 = 2,32 \text{ m / sec}$.

Figuur 24 is geconstrueerd om de relatie tussen stijg- en daalsnelheid duidelijker te maken. Voor deze grafiek zijn de waarden Z_1 en Z_2 vermenigvuldigd met de snelheid v zodat er een grafiek is ontstaan die de benodigde en beschikbare trekkracht op de propeller voor de respectievelijke vliegsnelheden laat zien. Bij deze weergave gelden dezelfde overwegingen als voor Figuur 23. Met deze grafiek kan men echter enkele essentiële feiten beter zien. Er worden drie punten getekend, waarvan we de betekenis zullen uitleggen. Helemaal rechts bevindt zich de kruising van de twee lijnen, die we al hebben aangeduid als **A** in Figuur 23. Dit is de horizontale vliegsnelheid met de motor op volle toeren. Links van punt **A**, bij ongeveer $v = 30 \text{ m / sec}$, is een ander punt. In ons voorbeeld vallen hier twee dingen samen. Enerzijds is het de laagst mogelijke snelheid van een horizontale vlucht met een afgeremde motor. Dit is de laatste snijpunt tussen "Lijn I" en "Lijn II" door het afremmen van de motor. Anderzijds beschrijft dit punt ook de snelheid waarbij de klimsnelheid het grootst is. Op dit punt staan de lijnen "I" en "II" het verst uit elkaar. Nog verder links hiervan is een derde punt, dat we al hebben aangeduid als **C**. Dit punt is de laagst mogelijke daalsnelheid bij uitgeschakelde motor. Het is ook het laagste punt van "Lijn I". Helemaal links is punt **B**, dat we al kennen uit Figuur 23.



Figuur 24

4.4. Vlieghoogte

In deze paragraaf willen we proberen, op basis van de kennis die we tot nu toe hebben opgedaan over de aerodynamische omstandigheden bij de Fokker Dr.I, ons een oordeel te vormen over de mate waarin de hoogte waarop de driedekker zich bevindt van invloed is op de mogelijke vliegsnelheid en het klimvermogen van de machine.

Het is bekend dat de stijgsnelheid van een vliegtuig bij toenemende hoogte verder afneemt totdat het vliegtuig zijn "dienstplafond" heeft bereikt en dus helemaal niet meer toeneemt, dat wil zeggen de stijgsnelheid daalt tot nul. De reden hiervoor is natuurlijk te vinden in de afnemende luchtdichtheid bij toenemende hoogte.

We zijn nu geïnteresseerd in de vliegprestaties van de Fokker Dr.I op grote hoogte. Om dit te bepalen, kunnen we op dezelfde manier te werk gaan als we hebben uitgelegd in verband met Figuur 23. We hoeven alleen maar de lijnen "I" en "II" opnieuw te construeren, rekening houdend met de waarde van de luchtdichtheid op een bepaalde hoogte.

Laten we verder aannemen dat onze driedekker zich op een grondtemperatuur van 10° C en een temperatuurgradiënt van 0,5° C bevindt en een barometerstand op de grond van 762 mm kwikkolom op een hoogte van 5.000 m. Dan vinden we uit Tabel 2 dat onder deze omstandigheden de luchtdichtheid $m = 0,074$ is. Dit komt overeen met 59% van de gemiddelde waarde van $1/8 = 0,125$, wat als normaal wordt beschouwd. Eerst zullen we "Lijn I" construeren zoals we deden in Paragraaf 4.3.

Volgens paragraaf 2.5. we kunnen volgens de formule:

$$v = (G : [z_a * m * F_n])$$

de snelheid v voor bepaalde invalshoeken bepalen. De luchtsnelheid, zoals we uit de formule kunnen zien, is direct afhankelijk van de luchtdichtheid.

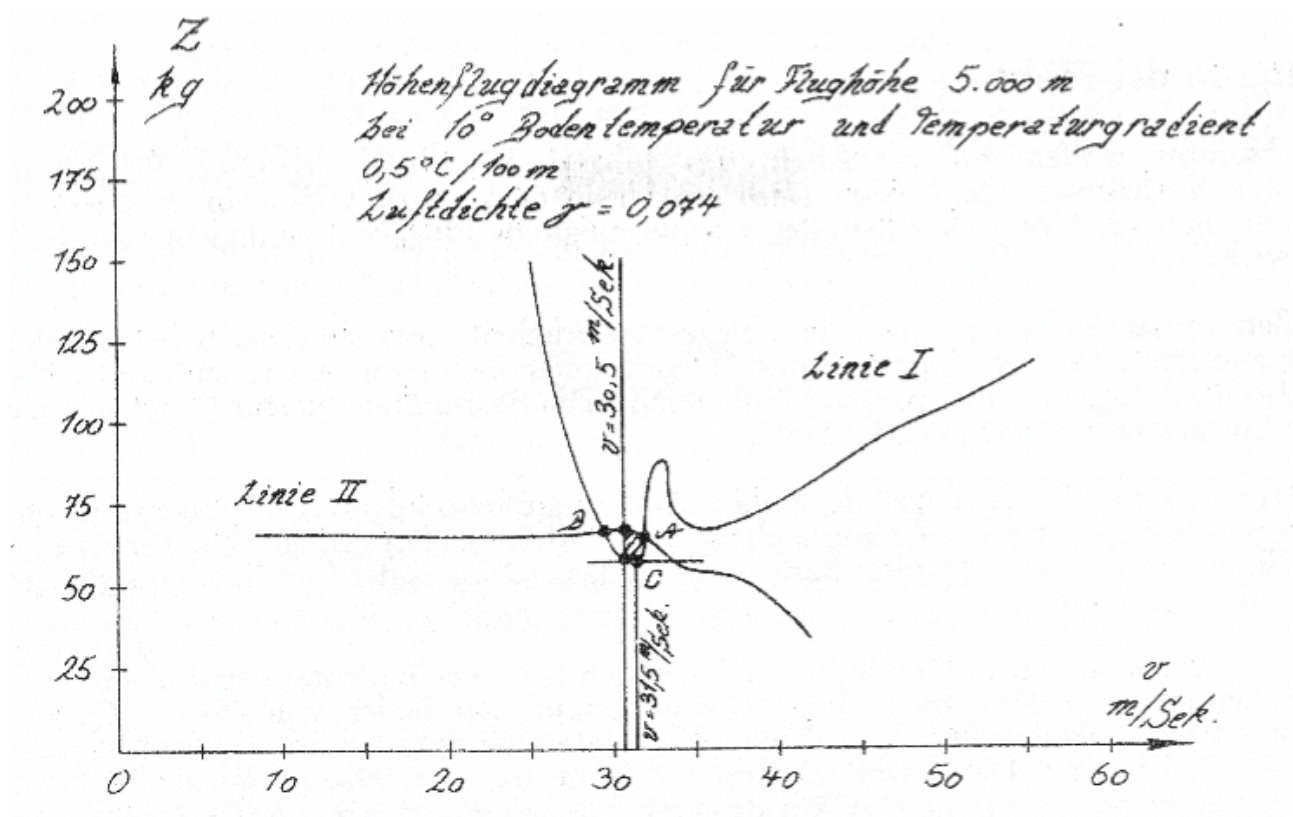
De grootte van de daarvoor benodigde trekkracht is volgens de tweede formule uit paragraaf 2.5:

$$Z = (G: z_a * [z_r + 0,65 * f : F])$$

en dus volledig onafhankelijk van de luchtdichtheid. Terwijl de waarden van v voor de geselecteerde invalshoeken omgekeerd evenredig zijn met de waarden van m , waaruit volgt dat als m kleiner wordt in de verhouding 59 : 100, de waarden voor v moeten toenemen in de verhouding 10 : 59 = 1,30 bij dezelfde invalshoek blijven de waarden van Z hetzelfde voor de verschillende invalshoeken.

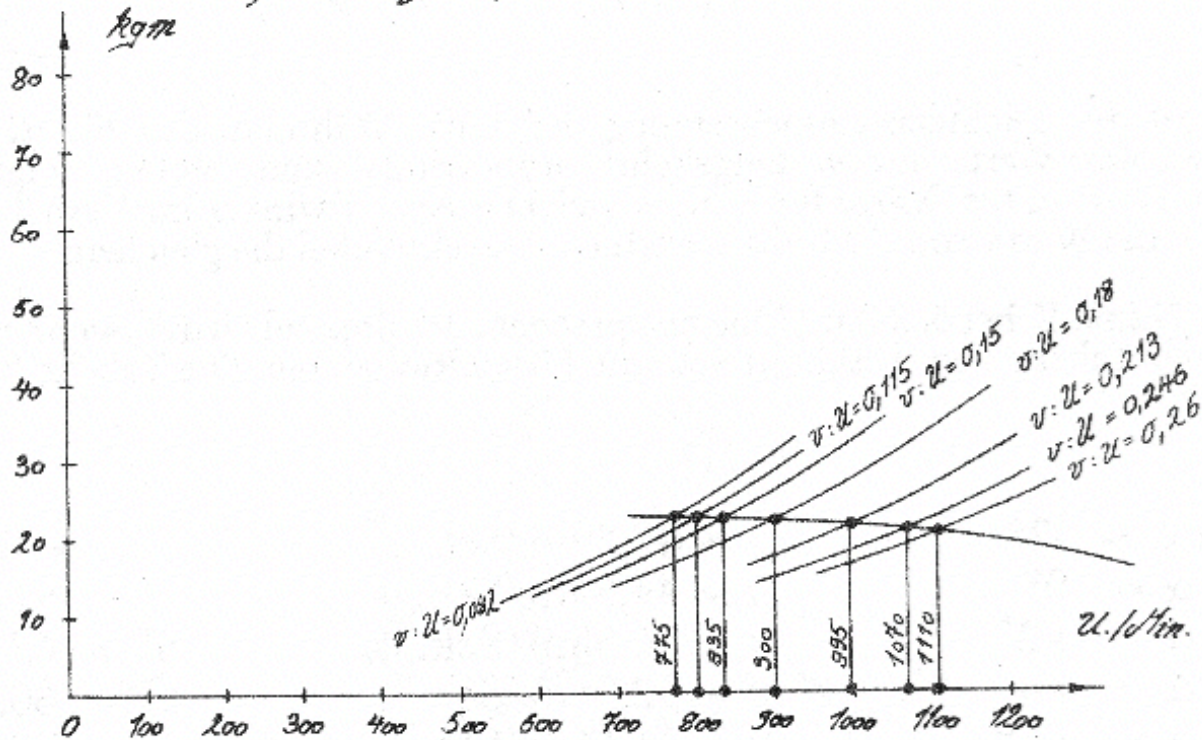
De punten die overeenkomen komen met "Lijn I" op 5.000 m hoogte worden verkregen als we de waarden van v optellen in de middelste kolom van de tabel in Paragraaf 4.2. vermenigvuldigen met 1,3. De tabel voor de nieuwe "Lijn I" ziet er als volgt uit:

$\dot{\alpha} = -2^\circ$	$v = 47,89 \text{ m/sec.}$	$Z = 95,26 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = -0^\circ$	$v = 44,54 \text{ m/sec.}$	$Z = 91,33 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = +2^\circ$	$v = 36,58 \text{ m/sec.}$	$Z = 67,26 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = +4^\circ$	$v = 32,05 \text{ m/sec.}$	$Z = 60,90 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = +6^\circ$	$v = 33,66 \text{ m/sec.}$	$Z = 77,44 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = +8^\circ$	$v = 33,23 \text{ m/sec.}$	$Z = 88,32 \text{ kg}$
$\dot{\alpha} = +12^\circ$	$v = 25,77 \text{ m/sec.}$	$Z = 123,92 \text{ kg}$

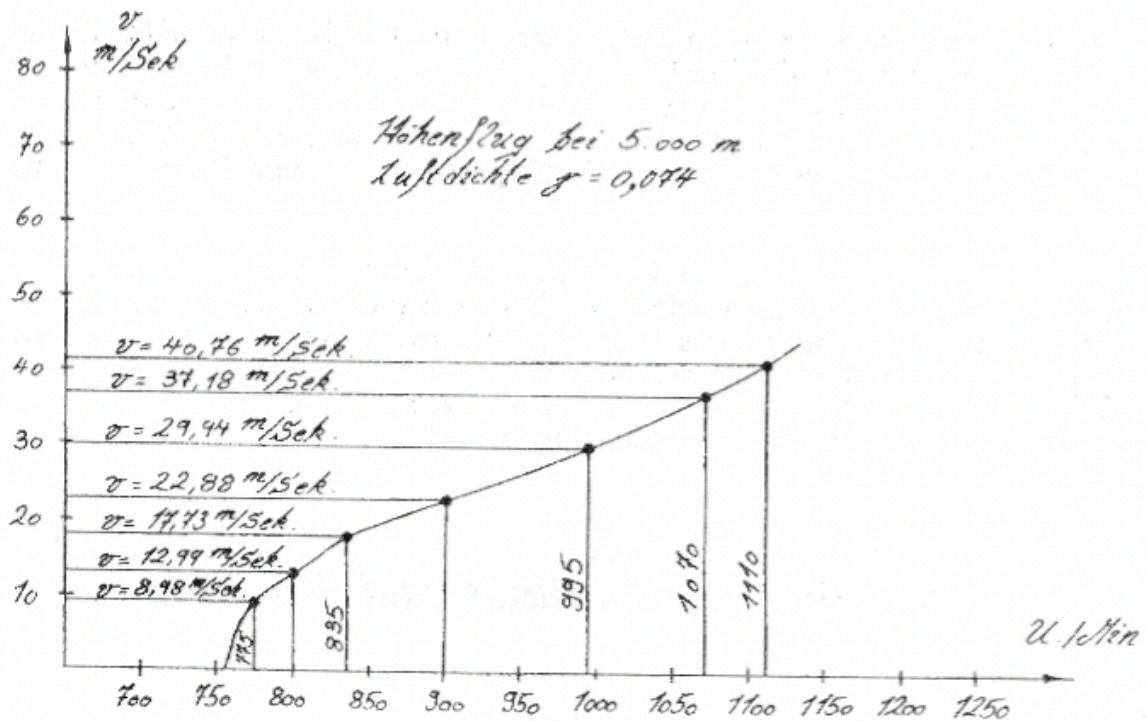


Figuur 25

10°C Bodentemp. 762 mm Quecksilbersäule
 Temperaturgradient $0,5^{\circ}\text{C}/100\text{ m}$
 5.000 m Flughöhe
 Luftdichte $\gamma = 0,074$



Figur 26



Figur 27

In Figuur 25 werden de nieuwe punten van "Lijn I" voor de vlucht op grote hoogte op 5.000 m ingevoerd.

De "Line II" is ook opnieuw getekend. Net als in de vorige werd een afleiding uitgevoerd (zie Figuur 26 en 27).

In Figuur 26 is motor vermogenscurve op 50% getekend.

Een dergelijke vermindering van het motorvermogen is te wijten aan de afname van de luchtdichtheid. In ons geval van de Ur.II-rotatiemotor gingen we uit van een prestatieverlaging van 10% per km vlieghoogte. Dit wordt vrijwel zeker sterk overschat, zodat de vliegprestaties van de driedekker hier iets gunstiger worden weergegeven dan met de propeller uit Figuur 14 in werkelijkheid zou overeenkomen. Helaas zijn er geen documenten m.b.t. welk percentage van zijn vermogen de motor werkelijk heeft verloren op een hoogte van 5.000 meter. Figuur 26 is daarom op precies dezelfde manier gemaakt als de Figuren nr. 18 en 19. Tenslotte komt Figuur 27 in zijn opbouw overeen met Figuur 20.

Voor Figuur 25 kunnen we dezelfde uitgangspunten als voor Figuur 23 en 24. Ook hier hebben we het snijpunt van de lijnen "I" en "II", de punten A en B en het punt C. Ook voor deze punten zijn hetzelfde als in de eerdere grafieken.

De stijgsnelheid w wordt berekend volgens paragraaf 4.3. volgens de formule:

$$w = ([Z_2 - Z_1] : G) * v'$$

Uit Figuur 25 zien we bij $v' = 30,5$ m / sec. een trekkracht Z_2 van 67,5 kg en Z_1 van 58.75 kg. Het verschil tussen de twee trekkrachten is 8,85 kg. En daarom krijgen we op een hoogte van 5.000 m $w = (8,85 : 571) * 30,5 = 0,47$ m / sec. Op deze hoogte is de grootst mogelijke w slechts 0,47 m / sec. Hieruit is duidelijk te zien dat de stijgsnelheid sterk afneemt met toenemende vlieghoogte. De hoogste vliegsnelheid van de horizontale vlucht in punt A is slechts iets minder dan 32 m / sec op 5.000 m.

Bij een verdere afname van de luchtdichtheid, door een verandering in het weer of een verdere stijging van de driedekker, zal "Lijn II" logischerwijs nog verder dalen, totdat er op een gegeven moment geen snijpunt meer is van lijnen "I" en "II". De Fokker Dr.I kan dan niet verder klimmen.

4.5. Het belang van de propeller voor vliegprestaties

De vliegprestaties van een vliegtuig, zoals we het hebben onderzocht met behulp van de diagrammen in de laatste paragrafen, d.w.z. luchtsnelheid, klim- en daalsnelheid, dienstplafond, enz., kunnen doorslaggevend worden beïnvloed door de keuze van de propeller. Zoals we hebben gezien, wordt de motor-propeller-lijn gevormd door de interactie van motor- en propeller-krachten bij verschillende snelheden. Als de motor van het vliegtuig hetzelfde blijft terwijl de propeller wordt vervangen, zal de motorvermogen-propeller-lijn natuurlijk verschuiven naargelang de eigenschappen van de propeller.

Dit verandert ook de positie van de kruispunten A en B, evenals de positie en grootte van de grootste stijgsnelheid, de grootst mogelijke vliegsnelheid in horizontale vlucht, en de

laagste snelheid. Afhankelijk van hoeveel de ene propeller van de andere verschilt, zijn deze verschillen in prestatie groter of kleiner.

Men zal er altijd naar streven om een propeller te kiezen met de grootst mogelijke efficiëntie. We hebben echter al gezien dat de efficiëntie van de propeller direct afhankelijk is van de respectievelijke voortgang $v : U$ van de propeller.

Hoe groot het verschil van de propeller kan zijn, wordt geïllustreerd door het voorbeeld van de vlucht van de Fokker Dr.I op een hoogte van 5.000m. In Figuur 25 zien we dat het punt van de horizontale vlucht op punt A ongeveer 32 m / sec is. De mate van vooruitgang die overeenkomt met deze snelheid is $32: 142,72 = 0,224$. In Figuur 17 zien we het rendement van de schroef bij deze snelheid rond de 75%. Het punt dat overeenkomt met de snelheid waarmee de stijgsnelheid het grootst is in Figuur 25, is 30,5 m / sec. De voortgang is hier $30,5: 141,37 = 0,215$, dus ook hier ligt het rendement van de propeller rond de 75%. U kunt zien dat onze propeller uit Figuur 14 in dit geval geen enkel motorvermogen verliest wanneer een klim wordt ingezet op een hoogte van 5.000 m.

In ons voorbeeld in Figuur 23 en 24 is de situatie anders. Hier is het punt van de horizontale vlucht 37 m / sec., wat overeenkomt met een voortgangsgraad van $37: 156,92 = 0,236$. De propeller haalt hier een rendement van circa 78%. Het punt van de hoogste klimsnelheid is 30 m / sec. De voortgang is hier $30: 148,44 = 0,202$. Het rendement dat de propeller behaalt op dit niveau van vooruitgang is slechts ongeveer 70%. Er gaat dus als het ware een verschil van 8% verloren aan het motorvermogen. Uit deze uitleg kun je opmaken dat onze propeller niet slecht is gekozen, maar nog steeds niet de beste keuze is voor de Fokker Dr.I. Omdat het zijn hoogste efficiëntie bereikt met een voortgang van ongeveer 0,25 en het is ongeveer 80%. Aangezien in de twee casestudies de efficiëntie slechts tussen 70% en 78% behaald kon worden, zien we dat hun meest gunstige efficiëntie van 80% valt buiten het gehele bereik van bij horizontale vlucht en de sterkste klim.

Een andere propeller kan dus de prestaties van de driedekker verbeteren. Er is geen algemeen antwoord op de vraag hoe een propeller moet worden gekozen. Ook in het gebruik van het vliegtuig is er een zekere mate van vrijheid. Afhankelijk van welke propeller men kiest om een hoger rendement te behalen met een grotere of kleinere $v : U$, kan het motorvermogen meer of minder worden gebruikt om klimvermogen of vliegsnelheid te behalen. En afhankelijk van de situatie spreekt men van een "klimpropeller" of een "speedpropeller".

5. Controle, stabiliteit, stabilisatie

5.1. Algemeen

In alle voorgaande situaties hebben we gesproken over vluchtsituaties die kunnen worden omschreven als permanente of stationaire werksituaties. De driedekker, moet net als ieder ander vliegtuig beschikken over middelen die het mogelijk maken om van de ene permanente toestand naar de andere over te gaan. Bovendien moeten deze apparaten de piloot in staat stellen om storingen in een stabiele toestand tegen te gaan. Deze middelen noemen we: stuur- of stabilisatie-organen.

De bediening van dergelijke stuur- of stabilisatie-organen vindt plaats doordat de door hun bewegingen opgewekte luchtkrachten op de juiste wijze aan het vliegtuig worden

overgebracht. De componenten van een vliegtuig die deze luchtkrachten uitoefenen, worden roeren of vinnen genoemd, afhankelijk van de taak die ze moeten vervullen (controle, stabiliteit).

De verstorende bewegingen die kunnen optreden tijdens stationaire en rechte vluchten zijn over het algemeen onderverdeeld in twee categorieën. Ten eerste spreekt men van de bewegingen rond de topas van het vliegtuig en, ten tweede, van bewegingen langs de dwarsas.

We stellen ons de driedekker eerst voor in een rechte, horizontale vlucht. De vliegtuigas, ook wel propeller of lengteas genoemd, wijst in de vliegrichting. Het verticale vlak dat direct door deze as loopt, wordt het midden- of lengtevlak genoemd. Een verstorende beweging in het midden- of lengtevlak is een beweging die we gieren noemen. Een dergelijke verstoring kan zich uiten in het feit dat het midden- of langsvlak afwijkt van de normale bewegingsrichting zonder uit zijn oorspronkelijke positie te treden. Het vliegtuig kan hierbij wel afwijken van zijn verticale koers (neus-dips of stijgen).

Tegenover de beweging in de topas van het vliegtuig staat de dwarsas beweging. Dit betekent de mogelijke verplaatsing van het vliegtuig langs de topas en dus loodrecht op het centrale of longitudinale vlak. Het vliegtuig gaat gieren.

De verschillende voorzieningen zijn onderverdeeld in drie groepen. We zullen eerst proberen om een duidelijk beeld te schetsen van de verschillende doeleinden van de respectievelijke vlieg-organen. De eerste groep wordt gevormd door die organen die dienen om de koers over te nemen, dat wil zeggen om een willekeurige verandering in de snelheidsvector te bewerkstelligen. Een dergelijke koerswijziging vindt zijn uitwerking in het feit dat het vliegtuig eerst dienovereenkomstig wordt gedraaid. Het moet zowel om zijn topas- als om zijn dwarsas kunnen draaien. Van wat we tot nu toe weten, is de eerste van deze twee veranderingen een transversale beweging en de tweede een longitudinale beweging.

Het richtingsroer dat dient voor de zijwaartse besturing dit is een vlak gebied dat gerelateerd is aan het zwaartepunt t.o.v. het einde van het vliegtuig. De invalshoek in de luchtstroom kan worden geregeld door de piloot. Afhankelijk van de richting van de uitslag van het roer naar links of rechts krijgt het roeroppervlak luchtdruk van links of rechts en duwt zo de staart van de machine in de overeenkomstige richting. De topas besturing werkt op een vergelijkbare manier. Dit hoogteroer is eveneens een plat vlak, dat draaibaar is gemonteerd om een horizontale as die dwars op de vliegrichting staat en tevens door de piloot kan worden versteld. Ook hier ontstaan tijdens een uitslag luchtkrachten die het uiteinde van de staart omhoog of omlaag duwen.

Het wordt een beetje ingewikkelder als we proberen te begrijpen wat wordt bedoeld met stabiliteit of de organen die stabiliteit bereiken. In zeer algemene termen kan men zeggen dat een staat van beweging of een rusttoestand 'stabiel' wordt genoemd als deze de bijzonderheid heeft zichzelf te herstellen na een externe storing zonder aanvullende hulp van buitenaf. Een korte beschrijving is hier genoeg. Voor meer duidelijkheid laten we hier Figuur 28 zien.



Figuur 28: Verschillende evenwichtstoestanden

Tot nu toe hebben we met onze rekenmodel alleen gekeken naar de condities waaronder het vliegtuig in evenwicht, in balans, is. Verder zijn we er tot nu toe van uitgegaan dat de luchtkrachten die zowel op de afzonderlijke delen van het vliegtuig als op de vleugel- en propeller-elementen inwerken, in evenwicht zijn ten opzichte van het gewicht van het vliegtuig en het motorvermogen. Of deze berekeningsresultaten al dan niet van praktische waarde zijn, hangt er uiteindelijk van af of de evenwichtstoestand al dan niet stabiel is. In feite is de situatie in een vliegtuig echter zodanig dat wanneer de vleugel, motor, propeller en andere delen van het vliegtuig met elkaar worden gecombineerd, een systeem ontstaat waarvan de berekende toestand een evenwichtstoestand is, maar dan wel een volledig onstabiele. Als een vliegtuig geen enkele voorziening heeft om ervoor te zorgen dat dit onstabiele systeem, althans tot op zekere hoogte, een stabiel systeem wordt, dan is vliegen net zo min mogelijk als een onbeschadigd ei op zijn punt zetten.

De inrichting die de stabiliteit in de topas beweging bewerkstelligt, dat wil zeggen stabiliteit met betrekking tot verstoringen die behoren tot de topas beweging (gieren) van het vliegtuig, wordt in het algemeen het hoogteroer of de elevator genoemd. Een soortgelijk effect van het stabiliseren van de topas beweging kan worden bereikt door de vleugels naar achteren te trekken in de vorm van een pijl. Zoals we weten, werd dit middel om stabiliteit te bereiken niet gebruikt bij de Fokker Dr.I. Bij dit vliegtuig wordt de stabilisatie alleen bereikt via het hoogteroer.

Het bereiken van dwarsstabiliteit is veel gecompliceerder dan het bereiken van topas stabiliteit. De dwarsstabiliteit van een vliegtuig kan tot op zekere hoogte worden bereikt door de vleugels een V-stand te geven of door de vleugelpunten scherp omhoog te buigen, vergelijkbaar met de vliegende zaden van de Zanonja-plant. Ook hier weten we dat deze stabilisatiemethoden in dwarsrichting niet bij de driedekker werden gebruikt. Maar hoe wordt stabiliteit in de dwarsrichting bereikt met de Fokker Dr.I ? In eerste instantie is het vliegtuig inderdaad erg onstabiel in de dwarsrichting.

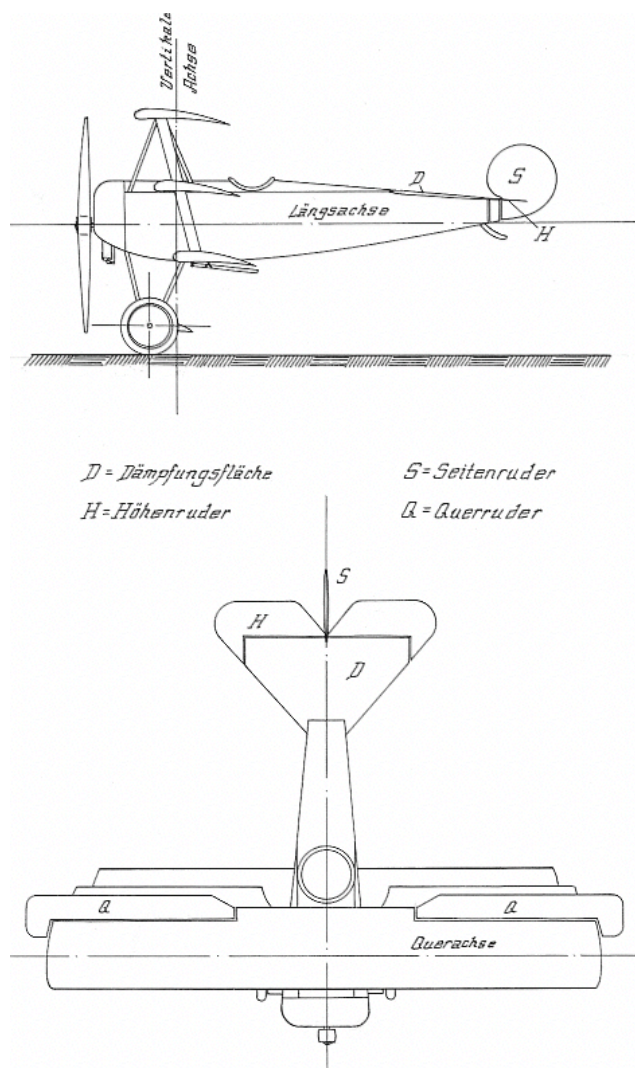
Het feit dat de driedekker alleen in dwarsrichting als onstabiel kan worden omschreven, leidt ons naar de uitleg van de derde groep van noodzakelijke apparaten die in de titel van deze paragraaf worden genoemd, namelijk de organen die dienen om de evenwichtstoestand te stabiliseren.

Aangezien het vliegtuig zelf, zowel in de longitudinale (gieren) als in de transversale (stampen) beweging, alleen als gedeeltelijk stabiel kan worden beschouwd (bij grote verstoringen kan nooit 100% stabiliteit worden verkregen), moet het organen hebben die rechtstreeks worden aangestuurd, door de piloot kunnen worden bediend, om hem in staat te stellen gericht en effectief te werken tegen externe storingen.

De stabilisatie is voornamelijk nodig voor de laterale beweging. Volgens het bovenstaande is de driedekker absoluut onstabiel in zijwaartse beweging, dus het zou onmogelijk zijn om

te vliegen als hij niet over de juiste faciliteiten beschikte om dit kwaad te stabiliseren. De organen die deze taak op zich nemen, worden rolroeren genoemd. Net als bij het hoogteroer en het richtingsroer zijn de rolroeren vlakke oppervlakken die draaibaar zijn gemonteerd op een as langs de achterrand van de vleugel. De rolroeren worden ook wel “torsiekleppen” genoemd, omdat aan het begin van de luchtvaart de gehele vleugeluiteinden verdraaid, gebogen, werden (scheluw trekken).

De rolroeren zijn kleppen die in tegengestelde richting werken, wat betekent dat wanneer het rolroer wordt bediend, één klep omhoog gaat terwijl de andere gaat naar beneden. Zoals we later meer in detail zullen zien, is er een toename van de lift op de vleugelhelft, waarop de klep naar beneden buigt, wat de vleugel naar boven dwingt, en op de andere vleugelhelft wordt de lift verminderd door het opwaarts afbuigende rolroer, zodat deze vleugelhelft naar beneden draait, waardoor het hele



Figuur 29: De assen van het vliegtuig

vliegtuig natuurlijk om zijn lengteas draait. Op deze manier kan de piloot direct een actie ondernemen tegen eventuele verstoringen en het evenwicht herstellen.

Doordat de driedekker inherent onstabiel is in zijn langsas beweging, door o.a. zijn korte spanwijdte en geringe vleugeldiepte, reageert het toestel van nature “giftig” (heftig) op de werking van de rolroeren, wat de wendbaarheid alleen maar ten goede komt.

Verstoringen in de dwarsas beweging worden vanwege de grootte niet gecompenseerd door het hoogteroer maar kan alleen worden gestabiliseerd door het hoogteroer te bedienen.

In Figuur 29 worden de posities en namen van de assen, vinnen en roeren opnieuw weergegeven.

5.2. Het zwaartepunt en de gemiddelde drukverdeling op de vleugel

Voor het evenwicht van een vliegtuig is het niet voldoende dat de krachten: lift = gewicht, weerstand = trekkracht, elkaar opheffen. Zoals we weten, worden twee parallelle krachten van gelijke grootte die in tegengestelde richting werken op twee punten op een object een

kracht of rotatiepaar genoemd. Dit betekent dat ze het object niet in balans willen houden, maar het willen verdraaien. Als gevolg hiervan is het niet voldoende dat de som van alle krachtcomponenten die op een object inwerken, in alle richtingen nul moet zijn om het in evenwicht te houden, maar de som van alle "momenten" van de krachten moet ook nul zijn.

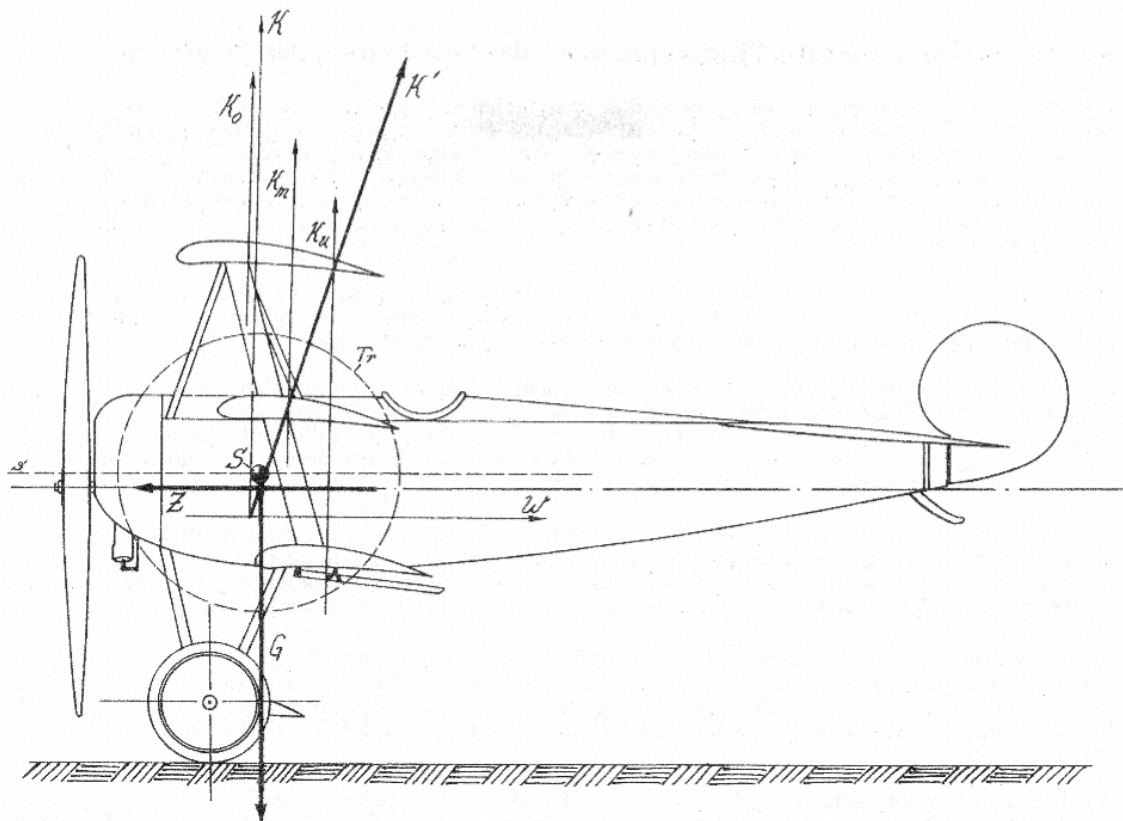
We moeten deze evenwichtstoestand toevoegen aan de berekeningen die tot nu toe in dit boek zijn gemaakt, aangezien we dit tot dusver volledig hebben genegeerd. Maar het behoort absoluut tot de voorwaarden van evenwicht en dus van een stationaire horizontale vlucht.

Krachten die we nu gaan onderzoeken, zijn de zwaartekracht, de lift en weerstand van de vleugel, de vuile weerstand van de andere vliegtuigonderdelen, de sleepkracht van de propeller en de trekkracht. We negeren het gyroscopische effect dat wordt veroorzaakt door de draaiende delen van de motor, die buiten de zojuist genoemde krachten op het vliegtuig inwerken. We willen dit onderwerp later apart evalueren.

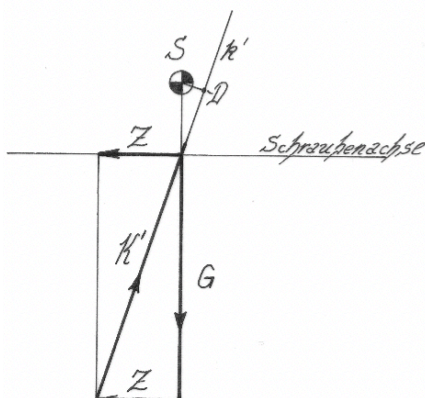
Als we de bovengenoemde grootheden noemen, is er één ding dat we niet over het hoofd mogen zien als we ze onderzoeken. Dat zijn de termen: opwaartse druk, trekkracht, weerstandsmoment, etc. slechts een samenvatting van vele gelijkmatig verdeelde krachten die op allerlei punten van het vliegtuig inwerken. Elk van deze krachtcomponenten is samengesteld uit talrijke individuele krachten.

Laten we eerst eens kijken naar de zwaartekracht. Het totale gewicht van het vliegtuig werkt naar beneden op alle delen van het toestel en wat erin zit. De resultante van deze krachten wordt "zwaartekracht" genoemd. Deze kracht gaat altijd via een vast punt in het vliegtuig. Dit punt heet: de "zwaartepunt". De positie van het zwaartepunt bij de Fokker Dr.I is weergegeven in Figuur 30. Hij is zelf gemarkeerd met een "**S**".

We hebben al meerdere keren gezien dat de luchtkrachten die op de afzonderlijke delen van de vleugel inwerken een resultaat produceren waarvan de vector bijna loodrecht op de vleugelprofiel-koorde staat. Figuur 30 toont de positie van de resulterende vleugelkrachten **K** van de bovenste, middelste en onderste vleugel (in deze afbeelding geven de pijlen alleen de richting en positie van de krachten aan, maar niet hun grootte). Hun exacte richting wordt bepaald door de verhouding $z_r : z_a$, d.w.z. door de glijhoek. Dit betekent echter niet dat uw situatie volledig wordt weergegeven. Om de positie exact te kunnen bepalen, moet het snijpunt met de profiel bekend zijn.



Figuur 30 De krachten op het vliegtuig



Figuur: 31 Positie krachten rond het zwaartepunt

In afbeelding 31 hebben we het profiel van de driedekker weer uitgetekend. De positie en grootte van de resulterende krachten, ook wel het "drukzwaartepunt" genoemd, wordt hier weergegeven voor de positieve invalshoek van $2,4^\circ$. De positie van dit drukzwaartepunt is, net als de coëfficiënten z_a en z_r van het profiel in een serie testen in de windtunnel bepaald, en aangezien het drukzwaartepunt verschuift wanneer de invalshoek verandert, staat het ook bekend om de onderzochte invalshoek. De positie van het drukzwaartepunt wordt bepaald in relatie tot de oppervlaktediepte L . De afstand tot de voorkant van het profiel wordt aangegeven met e , en vanaf de achterkant met e' . In het polaire diagram, Figuur 8, wordt het

drukzwaartepunt weergegeven als een stippellijn. Deze lijn vertegenwoordigt waarden van de ordinaten C_a en de abscis van C_m die bij elkaar horen. C_m komt hier overeen met niets anders dan $e \cdot C_a : L$.

In Figuur 30 is de totale resultante van de individuele luchtmachten K_o , K_m en K_u ook getekend en gelabeld met K . Hun positie verschuift natuurlijk naar voren in de richting van het grootste vleugeloppervlak. Met behulp van figuur nr. 8 kunnen de positie en richting van de resultante van de afzonderlijke vleugels nauwkeurig worden getekend voor elke invalshoek.

Een andere kracht waarmee rekening moet worden gehouden, is de vuile weerstand van de afzonderlijke vliegtuigonderdelen. Deze kracht is tegengesteld aan de bewegingsrichting van het vliegtuig. Het resultaat van de vuile weerstand is erg moeilijk te berekenen. Hun locatie kan echter min of meer goed worden bepaald. In Figuur 30 hebben we het resultaat aangeduid met **W** en de positie iets onder de lengteas van de driedekker aangenomen. Als je deze lijn zo ver naar voren verlengt dat hij de totale resulterende **K** van de drie vleugels snijdt, kun je deze twee krachten **K + W** combineren tot een nieuwe resultante volgens de parallellogram wet. Het resulterende resultaat werd aangeduid met **K'**. **K'** neigt meer naar het vlak loodrecht op het vlak dan **K**.

Omdat het weerstandsmoment van de propeller belangrijk is voor het evenwicht van de topas, is de laatste kracht die we hier nog bespreken de trekkracht van de propeller. Door de uniforme vorm van de twee propeller-bladen valt de resulterende **Z** van de lucht precies op de rotatieas van de propeller. Uw vector wijst meestal precies in de richting van de vlucht.

5.3. Het handhaven van evenwicht

De krachten die in Figuur 30 dik worden aangetroffen: zwaartekracht, resulterend in **K'** en de trekkracht, zijn de drie belangrijkste krachten die op onze driedekker inwerken. Uit de statica is bekend dat drie verschillende krachten alleen aan de koppelvoorwaarde kunnen voldoen als hun actielijnen elkaar op een gemeenschappelijk punt kruisen. Voor een stationaire horizontale vlucht is het absoluut noodzakelijk dat de actielijnen van de drie resultanten **G**, **K'** en **Z** elkaar op een gemeenschappelijk punt ontmoeten. Alleen dan kan het systeem in lengterichting in evenwicht zijn. In Figuur 30 wordt aangenomen dat aan deze eis is voldaan.

In de Figuur is gemakkelijk te zien dat het snijpunt van de drie krachten onder het zwaartepunt ligt. Daar is ook een reden voor, want wanneer de propeller-as onder het zwaartepunt doorgaat, zoals weergegeven, heeft de voorwaartse trekkracht van de propeller de neiging om de machine rond het zwaartepunt te draaien, zodat de neus van het vliegtuig omhoog gaat en de staart naar beneden zakt. Deze kracht, of beter dit koppel, compenseert het tegengestelde koppel van de luchtkracht **K'** in horizontale vlucht, zodat beide koppels elkaar opheffen en het vliegtuig zijn positie in de lengterichting behoudt. Ook door deze opstelling van het zwaartepunt wordt een goede overgang naar een glijvlucht bereikt, doordat zodra de motor wordt uitgeschakeld de trekkracht afneemt waardoor op een gegeven moment het koppel van de luchtkracht **K'** overheerst en de neus van de driedekker naar beneden gaat.

Om deze verbanden beter te illustreren, voegen we Figuur 31 toe, die opnieuw de positie van de krachten rond het zwaartepunt laat zien. De figuur toont ook duidelijk de overeenkomst van **Z** met de horizontale- en van **G** met de verticale-deelkracht van de resulterende **K'**. We hebben de noodzaak van deze overeenkomst uitvoerig besproken in paragraaf 4 van dit hoofdstuk.

In het bovenstaande plaatje hebben we de afstand van de resulterende **K'** tot het zwaartepunt aangeduid met **k'**, de afstand van **Z** tot het zwaartepunt met **z**. Hierdoor ontstonden twee rechthoekige driehoeken, **ABC** en **ADS**, die beide de hoek **A** hebben. Als gevolg hiervan lijken deze driehoeken op elkaar en kunnen we de relatie:

$$z : k' = K' : Z \text{ of } z * Z = k' * K'$$

afleiden. Hier is het product $z * Z$ de grootte van het moment waarmee de propeller-trekkraft de neus van het vliegtuig rond het zwaartepunt probeert te draaien. Het product $k' * K'$ daarentegen is het moment dat de staart van de driedekker rond het zwaartepunt naar boven probeert te dwingen. Uit bovenstaande relatie kunnen we opmaken dat beide producten gelijk zijn en elkaar dus opheffen. Hierdoor wordt aan de eerder genoemde koppelvoorwaarde voldaan en is dus ook een stationaire horizontale vlucht praktisch mogelijk.

In deze context willen we kort de twee termen "staart-lastig" en "neus-lastig" uitleggen. De twee afstanden vanaf het zwaartepunt k' en z komen overeen met de hefboomarmen waarop de krachten K' en Z inwerken. Als de hefboomarm k' nu kleiner is dan de conditie $z * Z = k' * K'$, dan is het gevolg dat het koppel $z * Z$, dat de neus van het vliegtuig optilt overheerst - het vliegtuig is staart-lastig. In het andere geval van een te grote hefboomarm k' overheerst het koppel $k' * K'$, waardoor de neus van het vliegtuig rond het zwaartepunt naar beneden wordt gedrukt - het vliegtuig is neus-lastig.

Er zijn verschillende manieren om vervolgens een vliegtuig dat kop- of staart-lastig blijkt te zijn, te balanceren. De opstelling (plaats) van de lasten kan bijvoorbeeld worden verschoven zodat de positie van het zwaartepunt wordt gewijzigd, of de positie van de vleugels kan worden gewijzigd, waarbij de positie van de resulterende K' hoofdzakelijk en primair wordt verschoven. De romp kan ook worden verlengd of ingekort. Het gemakkelijkste is echter om het hoogteroer een geschikte invalshoek te geven. Het is duidelijk dat bij een hoogteroer waarvan de invalshoek in horizontale vlucht 0° is, hooguit een vuile weerstand ontstaat. Maar als je een hoogteroer een positieve invalshoek geeft, krijgt het extra lift. Als het vliegtuig staart-lastig was, kan dit gebrek eenvoudig worden verholpen door het hoogteroer positief aan te passen. Omgekeerd kan natuurlijk hetzelfde resultaat worden bereikt met een topzwaar vliegtuig door de horizontale hoogteroer negatief in te stellen. Het hoogteroer van de Fokker Dr.I had een positieve invalshoek van $4,7^\circ$. Maar daarover later meer.

Het is gemakkelijk te bedenken dat hoe zorgvuldig een vliegtuig ook is afgesteld, het nooit volledig in balans kan worden gebracht. Denk maar aan de gewichtsverschuiving door brandstofverbruik, munitieverbruik of bewegingen van de piloot en plotselinge externe storingen (bijv. Windstoten). De piloot moet dergelijke evenwichtsstoringen tegengaan door de het hoogteroer te bedienen, zoals hierboven vermeld.

Wat nog moet worden onderzocht, is de invloed die het weerstandsmoment M van de propeller heeft op de balans van het vliegtuig. Terwijl voorheen alle krachten (G , K' , Z) uitsluitend inwerken op de topas beweging van het vliegtuig, is het enigszins anders met de kracht M van de propeller. Deze probeert het vliegtuig tegen de draairichting van de propeller in te draaien rond de as van het zwaartepunt die evenwijdig is aan de as van de propeller sS (Figuur 30). Zoals we al hebben gezien, hoort zo'n rolbeweging bij de dwarsbewegingen van het vliegtuig. De grootte van M is gelijk aan het aandrieffkoppel van de motor en voor de berekening kunnen we een formule gebruiken, waarvan we de afleiding in elk goed boek over motoren kunnen krijgen. Deze formule is:

$$M = 716 (L : n)$$

Hier staat L voor het aantal pk's van de betreffende motor en n voor het aantal omwentelingen per minuut. In ons geval van de driedekker is het weerstandsmoment dus $M = 716 * (110 : 1200) = 66 \text{ kgm}$. Op dit moment probeert de propeller de driedekker om

zijn zwaartepunt te draaien zodat de rechtervleugel omhoog gaat en de linkervleugel zakt. De helft van het totale gewicht van het vliegtuig, namelijk 285,5 kg, rust op beide vleugelhelften. De spanwijdte van de centrale vleugel van de driedekker is 6.225m. De afstand tussen het midden van de vleugel links en rechts van de romp, waar de 285,5 kg aangrijpt, is $6,225 : 2 = 3,11$ m. Als je nu voorstelt dat de opwaartse druk op de linkervleugel met 66: $3,11 = 21,22$ kg is toegenomen en met hetzelfde hoeveelheid is verminderd, resulteert het totaal nog steeds in 571 kg, maar de koppels heffen elkaar niet op, zij resulteren in 1,56 ($571 + 21.22$) in de draairichting van de propeller en zijn draairichting tegengesteld aan 1.56 ($571 - 21.22$), zodat $3.11 * 21.22 = 66\text{kgm}$ tegengesteld aan het koppel M van de propeller overblijven.

Volgens bovenstaande berekening kan het back-torque (draaimoment) van de propeller worden gecompenseerd door ervoor te zorgen dat de vleugelzijde die naar beneden wordt geduwd 13,84% meer lift geeft dan de andere. In de praktijk lijkt het erop dat de rolroeren van de driedekker al een overeenkomstige uitslag hebben zolang de stuurknuppel in "neutrale stand" staat. Bovendien kan een lichte aanpassing van het richtingsroer van de driedekker dit effect ook ondersteunen, omdat het feit dat het grootste deel dat zich boven het zwaartepunt sS (Figuur 30) bevindt, ervoor zorgt dat de luchtkracht die erop inwerkt het vliegtuig niet alleen om zijn verticale as draait, maar ook een rotatie om de zwaartepunt-as, wat leidt tot een rollende beweging van de machine.

5.4. Krachten op de roeren en het traagheidsmoment van Dr.I

Alle krachten die optreden op de rolroeren, het richtingsroer, en het hoogteroer kunnen worden berekend volgens exact dezelfde principes die we tot nu toe voor alle luchtkrachten in dit hoofdstuk hebben gevonden. Voor alle roeren en ook voor het hoogteroer van de driedekker en voor alle vlakken geldt hetzelfde. De roeren zijn draaibaar gemonteerd zodat de hoek waaronder ze worden blootgesteld aan de luchtstroom door de piloot naar wens kan worden ingesteld met behulp van kabels en bijbehorende besturingsapparaten in de cockpit. Het stabilo is stevig (niet verstelbaar) verbonden met de romp en heeft een positieve invalshoek van $4,7^\circ$.

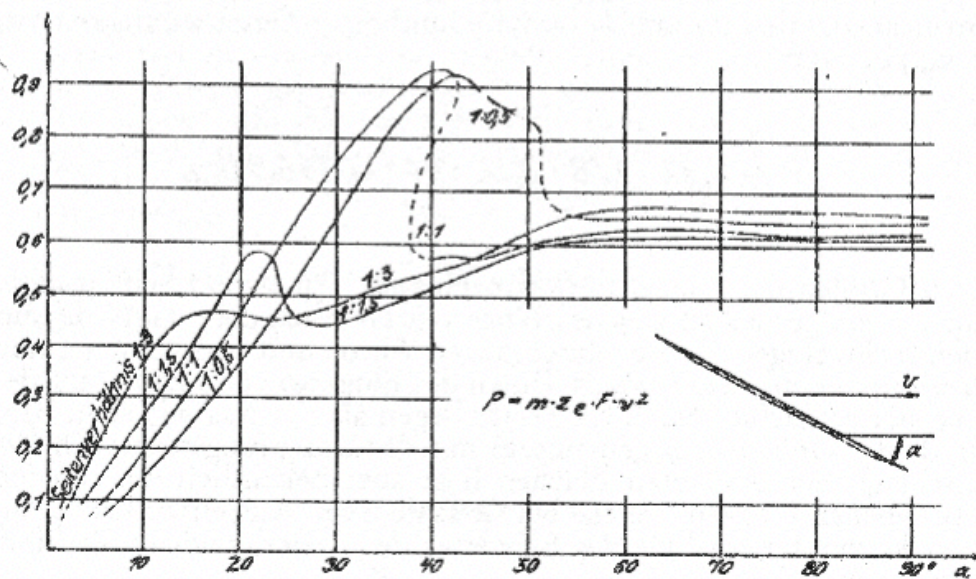
Het krachtenveld op vlakke oppervlakken, die onder verschillende invalshoeken door de lucht worden bewogen, is al uitvoerig onderzocht door de vader van de luchtvaart, Otto Lilienthal. We kunnen de krachten die op zo'n plat oppervlak werken berekenen als we de letter P vervangen voor de kracht in kg, v voor de snelheid, F voor het werkelijke oppervlak van het te onderzoeken roer in m^2 , m voor de dichtheid van de lucht en bovendien een overeenkomstige coëfficiënt van de oppervlakte z_e .

Op basis van alles wat tot nu toe is uitgelegd, kunnen we de volgende formule voor de berekening afleiden uit bovenstaande informatie:

$$P = z_e * m * F * v^2$$

Net als bij de berekening van de liftcoëfficiënt z_a , hangt ook het coëfficiënt van een roer af van de invalshoek en de vorm van het betreffende roer. Als het roer een rechthoek is, speelt de verhouding van de zijlengtes een belangrijke rol.

Figuur 32 toont de resultaten van tests met rechthoekige oppervlakken onder een invalshoek van 0° tot 90° en slankheid-verhoudingen van breedte tot diepte van 3, 1,5, 1 en 0,5.



Figuur 32 Coëfficiënten van rechthoekige panelen met verschillende slankheid-verhoudingen

Als we nu kijken naar het verloop van de coëfficiënt z_e in het gebied met de verhouding breedte : diepte = 3 : 1, blijkt dat deze aanvankelijk proportioneel mee groeit tot een invalshoek van ongeveer 12°, maar stopt daarna volledig en zakt zelfs om weer te stijgen bij aanzienlijk grotere invalshoeken. Hieruit kan men de conclusie trekken dat bij het hoogteroer en de rolroeren van de Fokker Dr.I, die aanzienlijk breder dan diep zijn, een instelling boven 12° -15° weinig zin heeft, aangezien dit besturing niet vergroot. Voor zo'n rolroer met een verhouding van 1 : 3 is volgens Figuur 32 de coëfficiënt z_e bij een invalshoek vanaf 12° ongeveer 0,4. Daarom kan voor de berekening van P van een dergelijk roer onder een invalshoek van 12°, wat overeenkomt met de maximale zinvolle uitslag, de coëfficiënt z_e van 0,4 worden gebruikt met een resultaat van een snelheid van 44 m / sec. voor 1m² oppervlakte:

$$P = 0,4 \times 1/8 \times 1 \times 442 = 96,8 \text{ kg / m}^2$$

De rolroeren van de driedekker hebben een breedte: diepte verhouding van 1 : 8. Helaas is voor een dergelijke slankheid-verhouding geen coëfficiënt z_e beschikbaar. Hoewel het Fokker Team Schorndorf momenteel werkt aan de voorbereidingen voor de bijbehorende tests, maar de resultaten zullen niet snel genoeg beschikbaar zijn om ze hier te kunnen opnemen. Dit zal in een latere editie worden verholpen. Tot die tijd gaan we ervan uit dat de maximale effectieve roeruitslag rond de 10° ligt en de waarde van z_e die op deze manier kan worden bereikt een maximum van 0,3 bereikt. Met deze - aanvankelijk fictieve - waarden willen we nu ook de kracht die op het rolroer inwerkt bij een vliegsnelheid van $v = 44\text{m / sec.}$ berekenen. De totale oppervlakte van een rolroer is 0,78 m². Dit brengt ons het volgende resultaat:

$$P = 0,3 \times 1/8 \times 0,78 \times 442 = 56,63 \text{ kg.}$$

Zo'n berekening kan ook gemaakt worden voor de lift. In het geval van de lift hebben we te maken met het feit dat er twee oppervlakken zijn, die beide de verhouding breedte : diepte = 3 : 1 hebben. We kunnen dus een berekening maken op de manier die hiervoor is

beschreven, namelijk zodanig dat eerst één zijde wordt bekeken en het resultaat wordt vermenigvuldigd met 2. Ook hier wordt van een snelheid $v = 44 \text{ m / sec}$ uitgegaan. De oppervlakte van één zijde van de lift is $0,56 \text{ m}^2$. Dit geeft ons het resultaat voor P:

$$P = 0,4 \times 1/8 \times 0,56 \times 442 = 54,2 \text{ kg}$$

Als we dit resultaat maal twee nemen, is de totale stuurdruk die met het hoogteroer kan worden bereikt $54,2 \times 2 = 108,4 \text{ kg}$.

Het is anders met het coëfficiënt van het richtingsroer van de Fokker Dr.I. Zoals we in Figuur 32 kunnen zien, is de coëfficiënt-lijn voor gebieden met de verhouding breedte : diepte = 1 : 1, dit komt ongeveer overeen met het roer van de driedekker, dus anders dan die van een verhouding van 1 : 3. Het verschil is dat de grootte van z_e slechts ongeveer half zo groot is bij een invalshoek van 12° , maar toe neemt tot ongeveer 40° en een maximale waarde bereikt van tenminste 0,92. Dit maakt het iets meer dan twee keer zo hoog als een oppervlakte met een verhouding van 1 : 3. Het stuureffect dat het roer heeft bij een maximale uitslag van 40° en een snelheid van 44 m / sec . gegenereerd voor een oppervlakte van $0,66 \text{ m}^2$ is:

$$P = 0,92 \times 1/8 \times 0,66 \times 442 = 146,94 \text{ kg}$$

Met de hier berekende grootte van de stuurkrachten van hoogteroer, rolroer en rolroer mag niet over het hoofd worden gezien dat dit slechts redelijk nauwkeurige benaderingswaarden kunnen zijn, aangezien enerzijds vlakke rechthoekige vlakken werden verondersteld bij de keuze van de coëfficiënten en anderzijds dat die roeren afzonderlijk werden bekeken en niet in combinatie met de rest van het vliegtuig. Het stuureffect van het hoogteroer zou bijvoorbeeld eigenlijk groter moeten zijn dan wat we zojuist hebben berekend. Dit komt door het feit dat het hoogteroer samen met het stabilo een systeem vormt van een gekromd oppervlak (profiel). Bij profielen is het echter bekend dat de geabsorbeerde luchtkracht hoger ligt dan bij vlakke vlakken, die onder verschillende invalshoeken aan de luchtstroom worden blootgesteld. Preciezere pogingen om de coëfficiënt van de roeren te bepalen, ook in verband met de andere vliegtuigonderdelen, zijn nog in behandeling.

De beslissing over de benodigde afmetingen van de stuurvlakken en hun afstand tot het zwaartepunt van het vliegtuig hangt ook met name af van de verdeling van de individuele gewichten van het vliegtuig. Als de lading zeer dicht bij het zwaartepunt ligt, manifesteert zich dat in een lagere totale traagheid van het vliegtuig, wat leidt tot een grotere manoeuvreerbaarheid en tegelijkertijd kan de grootte van de stuurvlakken worden verkleind. De grootte waarmee de traagheid van een vliegtuig wordt bepaald, wordt de traagheidsstraal of het traagheidsmoment van het vliegtuig genoemd.

Het traagheidsmoment voor elke as die door het zwaartepunt loopt, kan worden berekend zodra de gewichten van de afzonderlijke vliegtuigonderdelen en hun positie ten opzichte van het zwaartepunt bekend zijn. Geef vervolgens de gewichten van de afzonderlijke ladingen en vliegtuigonderdelen aan met A, B, C, D, E, ... en tegelijkertijd de afstanden van deze onderdelen tot de desbetreffende as die door het zwaartepunt wordt gelegd met a, b, c, d, e, ... en vormt de uitdrukking $A \cdot a^2 + B \cdot b^2 + C \cdot c^2 + D \cdot d^2 + E \cdot e^2 + \dots$ en deelt dan de som door het totale gewicht G, dus je hoeft alleen de vierkantswortel te nemen, om het resultaat te krijgen, de grootte van de gewenste traagheidsstraal r. Deze r wordt ook wel de traagheidsstraal van het vliegtuig op de betreffende as genoemd

We willen deze berekening nu ook uitvoeren en de belangrijkste maten, hun gewichten en afstanden tot het zwaartepunt selecteren.

A = schroef + naaf	a = 1.030 m
B = 110 PK Le Rhône	b = 0.768 m
C = chassis	c = 0,240 m
D = volle tank	d = 0,192 m
E = complete bovenvleugel	e = 0,120 m
F = middenvleugel	f = 0,120 m
G = onderste vleugel	g = 0,240 m
H = zitje + beugel	h = 0,960 m
I = piloot	i = 0,720 m
J = staartvlak	j = 3,480 m
K = staartstuk	k = 3,720 m
L = machinegeweren met munitie.	l = 0.288m
M = roer	m = 4.152 m
N = romp	n = 0.600 m

Dit resulteert in de volgende berekening:

$$r = (18 + 87,3 + 1,98 + 2,58 + 0,58 + 0,39 + 1,32 + 4,60 + 41,5 + 96,88 + 13,8 + 3,9 + 77,6 + 19,2) : 571 = 0,8 \text{ m}$$

De vermenigvuldiging $X \cdot x^2$ is in deze berekening al uitgevoerd.

Het traagheidsmoment van de Fokker Dr.I is 0,8 meter. We hebben het in stippellijnen getekend in Figuur 30 en het Tr genoemd. Dit is het traagheidsmoment van de as door het zwaartepunt, die evenwijdig loopt aan de dwarsas van het vliegtuig. Deze as wordt in aanmerking genomen voor het effect van het hoogteroer. Als alle andere zaken gelijk zijn, moet het stuurmoment van het hoogteroer minstens evenredig zijn met het totale gewicht in het kwadraat van het traagheidsmoment ($G \cdot r^2$). Anders zou de besturing erg traag reageren omdat dan zijn momentum niet in staat is om de traagheid van het vliegtuig rond de bijbehorende as te overwinnen.

Het volgende is van toepassing op de driedekker en zijn hoogteroer:

$$G \times r^2 = 571 \times 0,8^2 = 365,44$$

Dit in tegenstelling tot:

$$\text{Stuurkracht moment} = P \cdot \text{hefboomarm (zwaartepunt stuurvlak)} = 108,4 \cdot 3,96 = 429,26 \text{ kgm.}$$

We zien nu duidelijk dat:

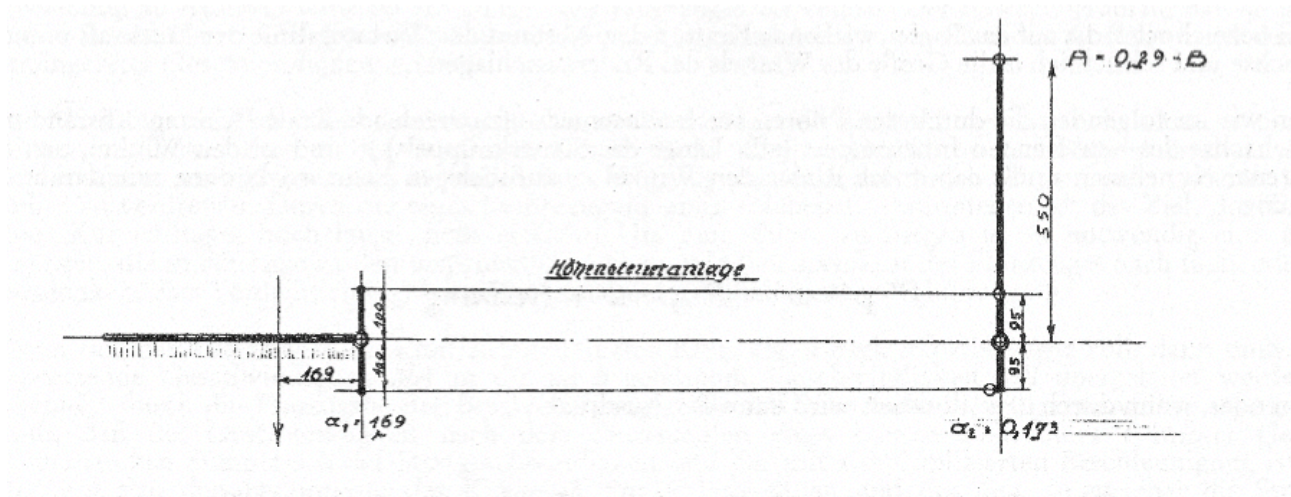
$$356,44 < 429,26$$

zodat aan deze voorwaarde wordt voldaan.

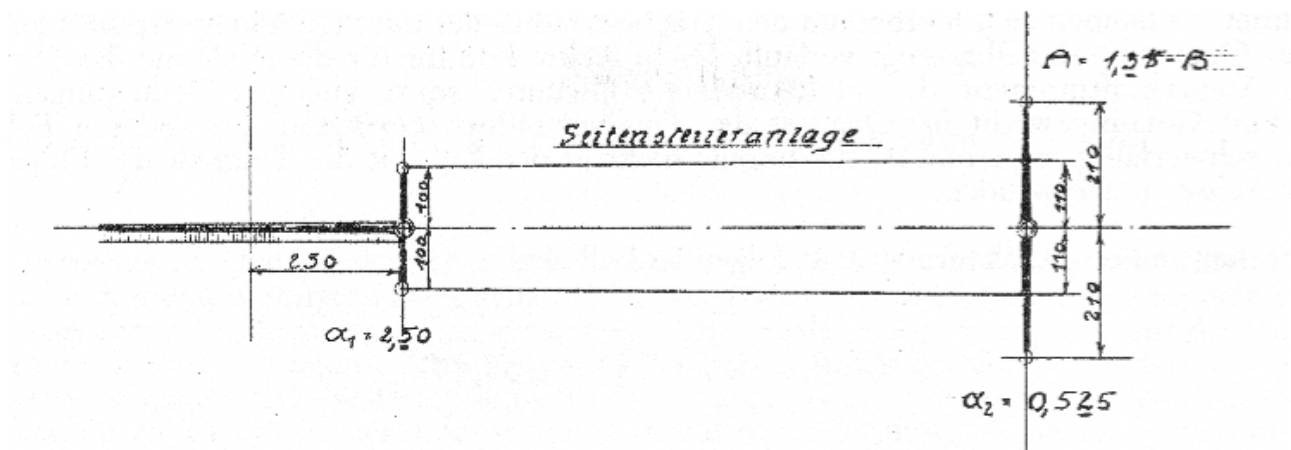
De traagheidsmomenten voor de verticale as door het zwaartepunt (richtingsroer effect) en voor de lengteas door het zwaartepunt (hoogteroer effect) kunnen natuurlijk ook op

dezelfde manier worden berekend. We willen deze berekeningen hier niet laten zien, omdat ze niet verschillen van de zojuist uitgevoerde berekeningen. Als u geïnteresseerd bent, kunt u de berekening zelf uitvoeren aan de hand van het bovenstaande voorbeeld.

5.5. Roeroverbrenging en de krachten om deze te activeren



Figuur 33 Koppeling hoogteroer



Figuur 34 Koppeling richtingsroer

Er is nog een belangrijke factor die niet mag worden genegeerd bij het ontwerpen van een roer. We hebben het over de kracht die de piloot moet uitoefenen bij het gebruik van het roer tijdens de vlucht. De figuren 33 en 34 tonen de mechanische relatie tussen het bedieningsmechanisme en de roeren. De besturing van het roer wordt bereikt door middel van kabels die zijn bevestigd aan een voetkoppelstang in de cockpit en die bij het naar voren trappen op het ene uiteinde van de voetkoppelstang het andere slap laat waardoor een rotatie van het richtingsroer ontstaat. De beweging wordt geactiveerd door de beenkracht van de piloot.

Het rolroer en het hoogteroer zijn met elkaar verbonden via de joystick. De stuurkabels van het hoogteroer lopen in de cockpit op punten boven en onder de rotatieas en van daaruit naar de onderste en bovenste roerhendels van het hoogteroer. Door de stuurkolom naar en van zijn object af te trekken kan de piloot de stuurkabels activeren en daarmee de roeruitslag bewerkstelligen. De rolroeren worden geactiveerd door de stuurknuppel naar links of rechts te kantelen. Deze beweging zorgt ervoor dat de bedieningsas gaat draaien. Aan deze as zijn twee hefboomarmen bevestigd waaraan de bedieningskabels zijn

bevestigd. Door de as te draaien trekt de ene hefboomarm de touwen naar binnen, de andere laat ze los.

De krachten die op een roer inwerken, worden door de stuurkabels overgebracht naar de corresponderende onderdelen van de bedieningsorganen in de cockpit. De inspanning die de piloot moet leveren bij het bedienen van een roer komt overeen met de roerkrachten plus het wrijvingsverlies dat wordt verbruikt in de katrollen en kabellagers. De optredende wrijving wordt begrijpelijkerwijs altijd zo laag mogelijk gehouden om de vereiste inspanning te minimaliseren. Het werk dat aan een roer wordt gedaan wanneer het wordt bediend, d.w.z. wanneer het over een bepaalde hoek wordt gedraaid, wordt als volgt berekend:

$$P * p * w$$

Hier staat P voor de kracht die op het roer inwerkt, p de afstand tussen de werkingslijn van de luchtkracht en de roeras en tenslotte w de grootte van de hoek van de roeruitslag. Laten we hierna de kracht P' noemen die de piloot moet uitoefenen op de besturing, de afstand tot de rotatie-as van de betreffende besturing (bv. Lengte van de stuurknuppel) p' en w' de hoek die de besturing moet nemen zodat het roer de hoek w kan bestrijken we kunnen de vergelijking afleiden:

$$P' * p' * w' = P * p * w + \text{wrijving}$$

of, wanneer gedeeld door p' * w', de uitdrukking:

$$P' = P * ([p * w] : [p' * w'] + \text{wrijving} : [p' * w'])$$

worden gevormd.

De verhouding p * w : p' * w' wordt ook wel de overbrengingsverhouding van de besturing genoemd. De overbrengingsverhouding van de besturing moet om twee redenen zorgvuldig worden gekozen. Ten eerste omdat voor de maat P', vanwege de fysieke kracht van de piloot, alleen een zeer specifieke maximale waarde in het geding kan komen. Ten tweede omdat als P' te laag is, de controle te gevoelig zou zijn.

De vraag rijst nu welke grootte kan worden gewijzigd om een geschikte maat voor P' te bereiken. De waarde van p' kan slechts in geringe mate worden gewijzigd, aangezien de afmetingen van de bedieningsorganen binnen bepaalde grenzen zijn ingesteld vanwege de anatomische bouw van de mens. Ook de verhouding w : w' is nauwelijks te veranderen, aangezien de grootte van de roeruitslag w wordt beperkt door de eisen van het vliegtuig enerzijds en de grootte van de bewegingsvrijheid w' van de interne besturing wordt beperkt door de bewegingsmogelijkheden van de piloot anderzijds. Het enige dat kan worden gebruikt om de kracht die de piloot uitoefent bij het bedienen van het roer te veranderen, blijft de afstand p van de werkingslijn van de luchtkracht P op het roer tot zijn rotatieas. De actielijn p kan door aërodynamische compensatie dicht bij de rotatieas van het roer worden gebracht. Aerodynamische compensatie, betekent dat een deel van het stuurvlak voor het draaipunt wordt geplaatst. De druk die op dit deel van het roer wordt uitgeoefend, heeft de neiging het roer om de rotatieas te draaien tegen de richting in die de rest van het roeroppervlak veroorzaakt. Dit ontlast de piloot van een bepaald deel van het werk. Dit type regeling van P' werd ook gebruikt op alle besturingsorganen van de Fokker Dr.I. Alle besturingsorganen op de driedekker worden "gedeeltelijk ontlaste" besturingsorganen genoemd. Als het roer volledig is ontlast, is p = 0. Volledig ontlaste

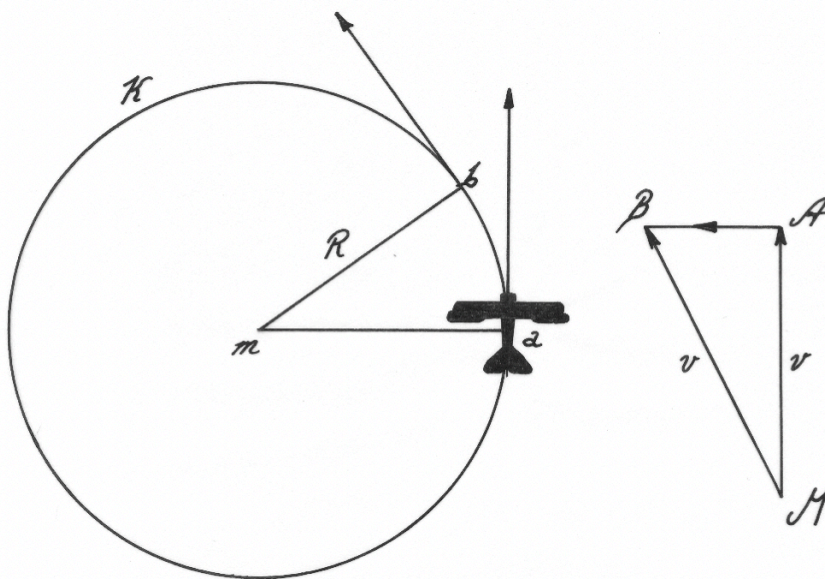
roeren worden niet aanbevolen omdat, zoals reeds vermeld, de besturing in een dergelijk geval te gevoelig zou reageren op onbedoelde bediening.

Als maximale bovengrens van de krachten die een persoon over een langere periode kan uitoefenen, kunnen worden beschouwd:

25 kg trekkkracht of druk van de armen op de stuurkolom,
45 kg druk met de voet op de roerpedalen.

5.6. Werking van de bediening

De manier waarop de elevator werkt, is heel eenvoudig en aannemelijk te verklaren. Bevindt het vliegtuig zich in een stationaire horizontale vlucht en geeft de piloot aan het hoogteroer een positieve uitwijking naar boven door aan de stuurknuppel te trekken, dan ontvangt deze een neerwaartse krachtcomponent, wat leidt tot een rotatie van het vliegtuig om de dwarsas die door het zwaartepunt gaat. Als gevolg van deze rotatie komt de neus van het vliegtuig naar boven terwijl de staart naar beneden gaat. Dit vergroot de invalshoek van de vleugels, wat tegelijkertijd leidt tot een toename van de neerwaartse kracht op het hoogteroer. Allereerst neemt de opwaartse druk toe omdat de snelheid door de traagheid gelijk blijft en slechts geleidelijk afneemt. De overtollige opwaartse druk die tijdens dit proces optreedt, wordt gebruikt om het vliegtuig te laten klimmen. De opeenvolging van bewegingen duurt zolang er een nieuwe evenwichtstoestand tot stand wordt gebracht in een stijgende vlucht, een grotere invalshoek en een iets lagere snelheid.



Figuur 35 Krachten tijdens het maken van een bocht

De werking van de bediening van het richtingsroer, om een gecontroleerde bocht te vliegen, kan niet zo eenvoudig worden uitgelegd. Door de roerbalk naar links of naar rechts te trappen, kan het roer natuurlijk een koppel produceren, waarvoor het vliegtuig tracht te draaien om zijn verticale as die door het zwaartepunt gaat. Door het eenvoudig produceren van een dergelijk koppel wordt een bocht ingezet, maar is het vliegen daarvan nog lange tijd niet bereikt. Om een bocht te vliegen is het nodig om een kracht t op te wekken die de oorspronkelijke snelheidsvector van het vliegtuig naar links of rechts kan afbuigen. Ons Figuur 35 dient om deze relatie te verduidelijken

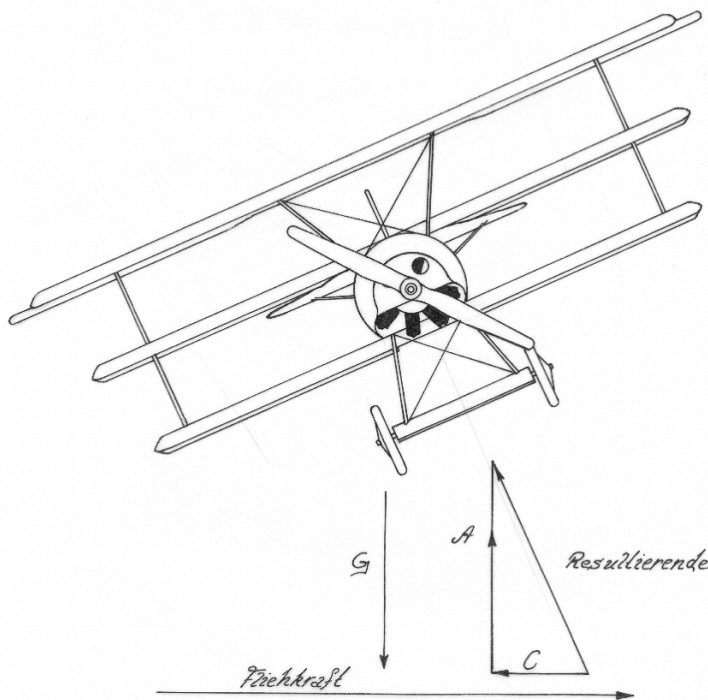
Als het vliegtuig zich van a naar b moet verplaatsen in de cirkel die is aangegeven met K, dan moet de snelheid MA aanwezig in a worden omgerekend naar de snelheid MB behorende bij b. Dit wordt gedaan door de versnellingshoeveelheid AB toe te voegen. Dit kan in algemene termen worden gezegd, aangezien men weet dat de snelheid na korte tijd t altijd gelijk is aan de geometrische som van de startsnelheid en de versnelling vermenigvuldigd met t. Als we nu de straal van de cirkel K aanduiden met R en de tijd waarin de afstand ab wordt afgelegd t noemen, $ab = vt$. Uit de overeenkomst van de twee driehoeken mab en MAB kan de volgende relatie:

$$R : vt = v : AB, AB = (v^2 : R) t$$

worden afgeleid. Dit betekent dat de vereiste versnelling of snelheidsverandering in de tijdseenheid gelijk is aan $v^2 : R$. De kracht die nodig is om in een bocht met de straal R te vliegen voor een vliegtuig met het totale gewicht G, d.w.z. de massa $G : g$ is gelijk aan massa * versnelling = $G * v^2 : g * R$, handelen in de centripetale richting. We moeten nu uitleggen waar zo'n kracht vandaan komt, laten we het C noemen,

$$C = (G : g) * (v^2 : R)$$

De kracht die kracht C tegenwerkt, wordt de middelpuntvliedende kracht genoemd.



In een bocht neemt elk vliegtuig scheve uitlijning aan. De krachten, die op dat moment werken op het vliegtuig worden in Figuur 36. getoond. Het nu wordt duidelijk waar vandaan de noodzakelijke kracht C nodig om te draaien komt. We kunnen dit ook gemakkelijk uit te leggen. Uit de eerdere paragrafen weten we dat op een vleugel bij benadering luchtkrachten acteren die altijd loodrecht op het oppervlak staan. Dit verandert niet bij het scheef hangen van het vliegtuig. In de Figuur kan is te zien hoe de kracht C

Figuur 36 Het spel van krachten dat bij het vliegen van een bocht op een vliegtuig inwerkt

door een samenstel van een parallellogram van krachten ontstaat. Dit fenomeen kan ook verklaren waarom een vliegtuig onvermijdelijk hoogte moet verliezen bij het draaien. Door het genereren van de zijwaartse kracht C verdwijnt een deel van de opwaartse druk.

Opdat er in een bocht evenwicht heerst, moet de horizontale kracht de zojuist berekende waarde C hebben. Hieruit volgt dat de helling die het vliegtuig moet aannemen ten opzichte van de verticale as de waarde $C : G$ heeft of volgens de hierboven afgeleide formule:

$$C : G = v^2 : (g * R)$$

overeen komt.

Hieruit kunnen we afleiden dat het vliegtuig een hellende positie in een bocht moet aannemen, waarvan de helling evenredig is met het snelheidskwadraat en omgekeerd evenredig met de straal van de bocht.

Wat zojuist is uitgelegd, is tegelijkertijd de verklaring waarom het simpelweg bedienen van het richtingsroer niet geschikt is om de bocht te beginnen. Met behulp van opmerkingen gemaakt aan het einde van Paragraaf 5.3., kan het richtingsroer een lichte helling veroorzaken, maar dit is niet voldoende om snelle bochten te maken. De snelst mogelijke start van een bocht, die absoluut noodzakelijk is voor gevechtsmanoeuvres, wordt bereikt met de Fokker Dr.I door gebruik te maken van de rolroeren.

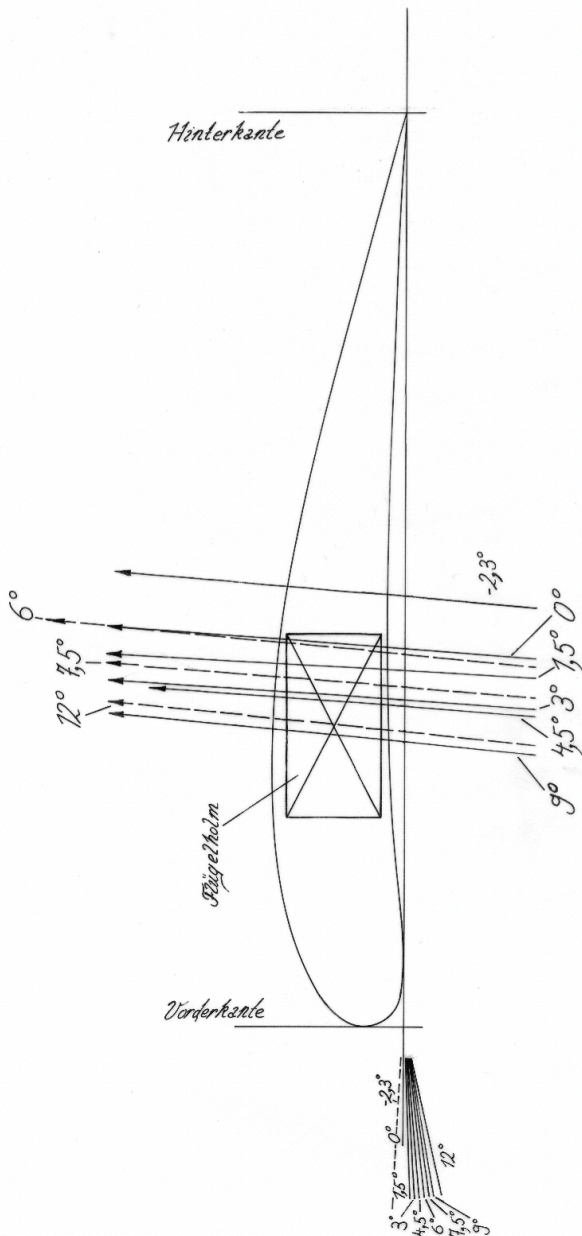
5.7. De topas stabiliteit van de driedekker

In deze uitgave hebben we ons al bezig gehouden met het belang van de rolroer en het hoogteroer voor stabiliteit in de lengterichting. In deze paragraaf willen we uitleggen waarom deze componenten nodig zijn om een bruikbaar vlieggedrag van de machine te bereiken en waarom het vliegtuig zonder deze componenten in de lengterichting instabiel zou zijn.

In paragraaf 5.1. we hebben het principiële belang van het drukzwaartepunt besproken. Het drukzwaartepunt geeft de positie en richting aan van de werklingslijn van de luchtkracht die op de vleugel inwerkt. Deze actielijn kenmerkt zich door zijn bijzondere gedrag. Met de aanpassing van de invalshoek verandert het zijn grootte en positie, evenals zijn richting. Dit fenomeen wordt de migratie van het drukzwaartepunt genoemd. Deze migratie van het drukzwaartepunt geeft de verklaring voor de instabiliteit van een vleugel die alleen wordt bekeken en belast. In Figuur 37 hebben we het profiel van de driedekker opnieuw uitgetekend en zijn we de migratie van het drukzwaartepunt ingegaan voor verschillende invalshoeken.

Opmerking:

In deze afbeelding is ook de positie van de vleugelligger getekend. Helaas hebben we hier niet de ruimte voor een gedetailleerd onderzoek van de statica van de driedekker. Laat me een opmerking invoegen die zeker de een of de ander zal interesseren. Zoals te zien is, liggen alle drukzwaartepunten voor de invalshoek $0^\circ - 12^\circ$ zonder uitzondering binnen het gebied van de vleugelbalk. Hierin ligt de reden waarom de machine maar "één" vleugelbalk heeft. Voor bijna alle normale vliegmanoeuvres is de ondersteuning van de vleugelribben met een ligger voldoende. Zelfs het drukzwaartepunt voor de invalshoek $-2,3^\circ$ (die, zoals we al hebben gezien, overeenkomt met de invalshoek bij een stationaire horizontale vlucht bij maximale snelheid) niet te ver achter de ligger ligt, zodat het plooi-moment, dat de achterste ribbe rond de ligger wil draaien, niet te groot kan zijn.

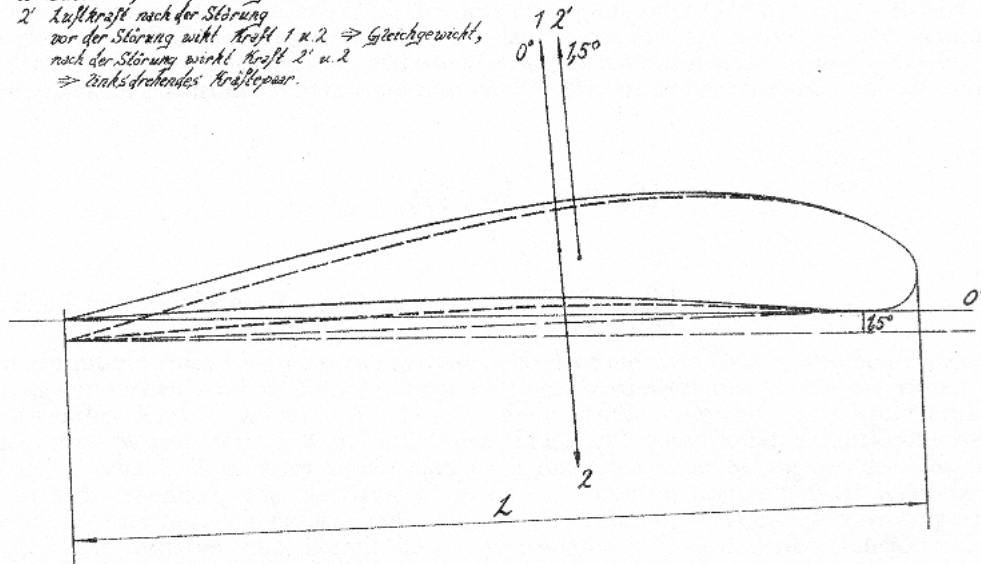


Laten we nu aannemen dat onze driedekker zich in de toestand van een stationaire horizontale vlucht bevindt en dat het profiel een invalshoek heeft van 0° ten opzichte van de vliegrichting. Laten we verder aannemen dat een onvoorziene storing, b.v. een luchtschok van $1,5^\circ$ maakt. Op dit moment doet zich echter het geval voor dat het nieuwe drukzwaartepunt $2,6\%$ van de vleugelkoorde verder naar voren ligt dan het drukzwaartepunt voor de invalshoek 0° . Wat betekent dit voor de stabiliteit van de vliegconditie? Om het te begrijpen hoef je alleen maar te onthouden dat het vliegtuig vóór de storing in evenwicht was. Nadat de verstoring is opgetreden, blijven de zwaartekracht en alle andere krachten werken op hetzelfde punt als voorheen. De luchtkracht die op de vleugel inwerkt is door de verstoring $2,6$ cm verder naar voren opgeschoven, wat nu resulteerde in een koppel van ongeveer de grootte van de hefboomarm $2,6$ cm maal het vliegtuiggewicht. Dit moment probeert de invalshoek nog verder te vergroten, wat leidt tot een verdere opwaarts drukken van de neus van het vliegtuig. Het zojuist beschreven proces wordt nogmaals grafisch geïllustreerd in Afbeelding 38. Men kan gemakkelijk begrijpen dat het evenwicht van een dergelijk systeem onherstelbaar wordt verstoord door de geringste verstoring.

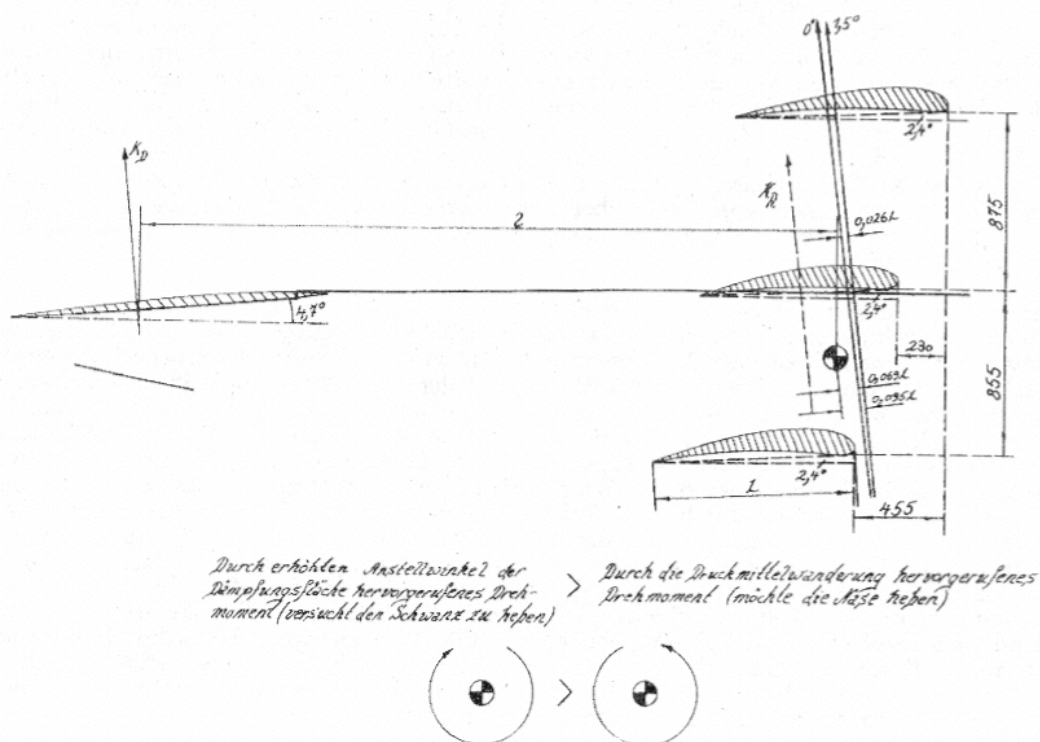
Figuur 37 Verloop van het drukzwaartepunt op het profiel van de Fokker Dr.I

Het middel tegen de effecten van de verplaatsing van het drukzwaartepunt ligt in het gebruik van het hoogteroer. Afbeelding 39 toont het krachtspeel op de drie vleugels van de Fokker Dr.I met zijn hoogteroer. Het principe van hoe deze regeling werkt, is gemakkelijk te begrijpen en wordt snel uitgelegd. Door de voorwaartse beweging van het drukzwaartepunt als gevolg van de storing, begint het vliegtuig zijn neus verder omhoog te brengen. Tegelijkertijd zakt de staart van het vliegtuig, wat leidt tot een onvermijdelijke toename van de opwaartse druk, die we in de tekening hebben getekend volgens de geschatte positie en richting en met K_D hebben aangegeven. Deze kracht resulteert in een tegengesteld koppel ter grootte van de hefboomarm l gelijk aan de afstand tussen de werklingslijn K_D van de kracht van het zwaartepunt van het vliegtuig is maal de grootte. Als de kracht die op het drukzwaartepunt inwerkt, samen wordt gebracht met de druk-hartlijn van de invalshoek die naar voren is bewogen, wordt de resulterende K_R geproduceerd, wat precies de hoeveelheid naar links wordt verschoven overeenkomstig het moment van

- 1 Luftkraft vor der Störung
2 Schwerkraft + Propellerzug + schiedlicher Widerstand
2' Luftkraft nach der Störung
vor der Störung wirkt Kraft 1 u. 2 $\Rightarrow$ Gleichgewicht,
nach der Störung wirkt Kraft 2' u. 2
 $\Rightarrow$ links drehendes Kräftepaar.



Figuur 38 Effect van een plotselinge verstoring van het evenwichtssysteem



Figuur 39 Evenwichtssysteem

de kracht K_D . De grootte van het hoogteroer wordt dus bepaald door het feit dat het daardoor gegenereerde koppel groter is dan dat veroorzaakt door het verschuiven van het drukzwaartepunt in tegengestelde richting. U kunt dit ook in een eenvoudige formule uitdrukken:

$$m \cdot z_a D \cdot f \cdot v^2 \cdot l > D \cdot L \cdot G$$

Hier betekent z_aD het liftcoëfficiënt van het hoogteroer, f de grootte, l de afstand van uw actielijn tot het zwaartepunt en D het getal dat de migratie van het drukzwaartepunt voor het betreffende geval bepaalt, G het totale gewicht van het vliegtuig en L de vleugelkoorde. In ons speciale geval van een stationaire horizontale vlucht onder een invalshoek van 0° , zou de vereiste stabiliteit vergelijking er als volgt uitzien:

$$1/8 \times 0,04 \times 2,7 \times 292 \times 3,47 = 0,069 \times 571 \times 1$$

dat is:

$$39,39 \text{ kgm} = 39,39 \text{ kgm}$$

In deze berekening vertegenwoordigt de grootte 0,069 m de afstand van de resulterende 0° vanaf het zwaartepunt van het vliegtuig (zie Figuur 39) en komt de waarde voor z_aD overeen met één invalshoek van het hoogteroer van $2,3^\circ$, die het aanneemt bij een stroming van 0° op de vleugels. Volgens deze vergelijking is een stationaire horizontale vlucht bij een invalshoek van 0° met een snelheid van 29 m / sec. = 104 km / u mogelijk. Als we ons nu voorstellen dat de storing optreedt en het drukmedium nog 2,6 cm naar voren wordt verschoven, neemt de hefboomarm van het drukzwaartepunt toe tot $0,069 + 0,026 = 0,095$. Dit verhoogt het koppel dat de neus wil optillen van 39,39 kgm naar $0,095 \times 571 = 54,245$ kgm. Om het oorspronkelijke evenwicht te herstellen, dat door K_D tot stand is gebracht moet het koppel groter zijn dan 54.245 kgm. Door de invalshoek van de vleugel te vergroten, nam de coëfficiënt z_aD toe tot 0,056. Als we nu in de berekening met de nieuwe getallen invoeren, zullen we vaststellen dat aan bovenstaande voorwaarde is voldaan, omdat:

$$1/8 \times 0,056 \times 2,7 \times 292 \times 3,47 > 0,095 \times 571$$

daar

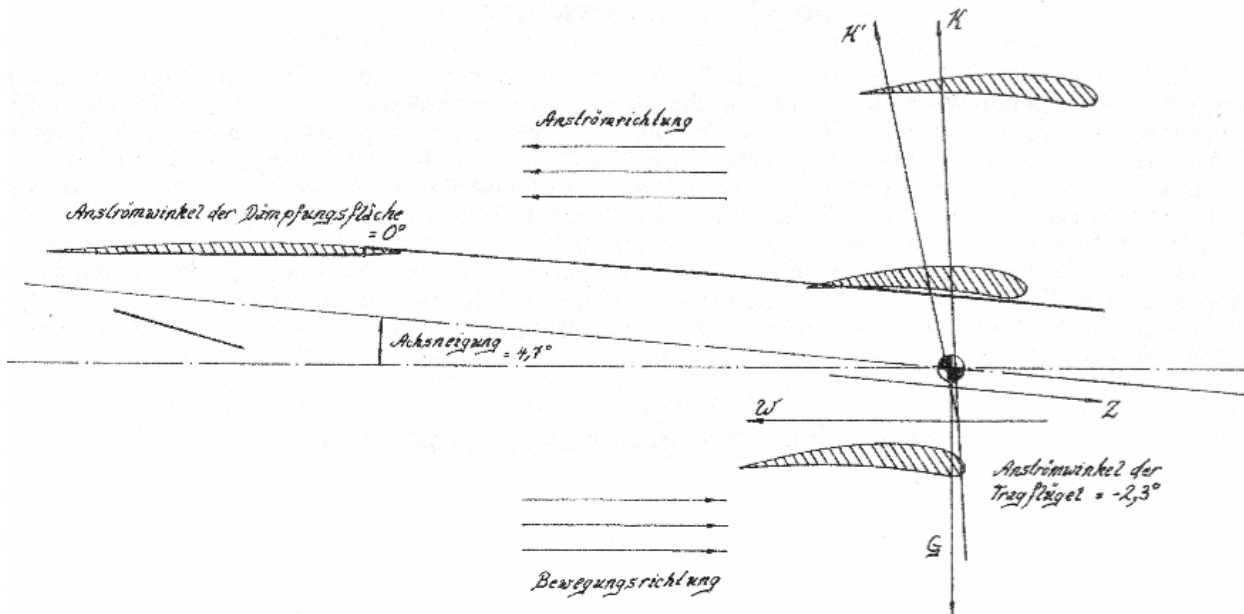
$$55,16 \text{ kgm} > 54,245 \text{ kgm}$$

Bij een dergelijke berekening kunt u eenvoudig het volledige oppervlak van het hoogteroer en het stabilo gebruiken, aangezien het voor de stabilisatie niet relevant is welk deel van de horizontale hoogteroer beweegbaar is en welk deel vastzit. De grootte van het beweegbare en het vaste gedeelte hangt af van de volgende overweging. Hoe groter het bewegende deel wordt vastgehouden, hoe groter de bestuurbaarheid van het systeem en hoe minder stabiliteit.

Zoals we nogmaals hebben benadrukt in afbeelding 39, is het hoogteroer van het vliegtuig vanaf het begin bedoeld om te dragen en heeft het een invalshoek van $+ 4,7^\circ$. In paragraaf 5.1. hebben we uitvoerig gesproken over het belang van het drukzwaartepunt.

De betekenis van hun interactie blijkt ook uit wat hierboven is beweert. In deze context hebben we ook de totale resulterende K van de luchtkrachten K_O , K_M en K_U van de afzonderlijke vleugels in Figuur 30 getekend en geconstateerd dat deze verder naar voren schuift richting de bovenvleugel. De resulterende K' werd ook in deze grafiek getekend. Zoals we hebben gezien, kwam de resulterende K' achter het zwaartepunt terecht en vormde samen met de andere krachten die op het vliegtuig inwerkten een evenwichtssysteem. Figuur 39 toont ons nu de werkelijke positie en richting van de resulterende K voor de invalshoeken 0° en $1,5^\circ$. Zoals we kunnen zien, passeert het drukzwaartepunt vrij ver voor het zwaartepunt. Omdat we weten dat het drukzwaartepunt

constant naar voren beweegt met een toenemende invalshoek, zien we hieruit dat het tegelijkertijd steeds verder weg beweegt van het zwaartepunt naarmate de invalshoek groter wordt. Met het verschuiven van het drukzwaartepunt beweegt de resulterende K' uit figuur 30 ook continu naar voren en beweegt in dezelfde mate weg van het zwaartepunt. Dit betekent echter dat het koppel dat de neus tracht op te tillen tenminste overheerst bij invalshoeken van 0° - 12° . Er moet dus een koppel worden gegenereerd om deze staartlastigheid te compenseren, wat deze tegenwerkt. Dit is precies wat wordt bereikt door de positieve instelling van het hoogteroer.

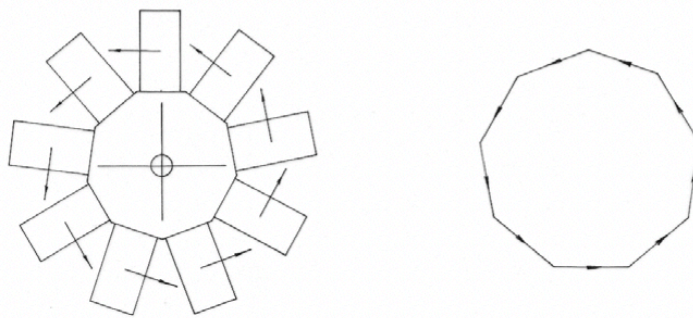


Figuur 40 Snelste horizontale vlucht

Overigens is in dit verband de volgende overweging van belang. In een eerdere paragraaf hebben we berekend dat de drie vleugels een invalshoek van $-2,3^\circ$ aannemen bij de hoogst mogelijke snelheid in horizontale vlucht. We weten ook dat de gemiddelde invalshoek van de vleugels $2,4^\circ$ is. Om een negatieve vleugelhoek van $-2,3^\circ$ te verkrijgen, moet de neus van het vliegtuig eerst $2,4^\circ$ worden naar beneden worden gebracht om een invalshoek van 0° te bereiken. Voor een invalshoek van $-2,3^\circ$ moet de neus van het vliegtuig nog eens $2,3^\circ$ naar beneden worden gebracht. De lengteas van het vliegtuig gaat dus uit van een helling van $2,4^\circ + 2,3^\circ = 4,7^\circ$. Dit komt exact overeen met de invalshoek van het hoogteroer, dat dus een neutrale invalshoek aanneemt met een ashelling van $4,7^\circ$ en daardoor niet meer in staat is om een door de verplaatsing van het drukzwaartepunt veroorzaakt koppel door het genereren van lift op te vangen. In afbeelding 40 wordt de krachtbalans op het vliegtuig weer getoond op de manier van figuur 30 voor de snelste horizontale vlucht met een invalshoek van $-2,3^\circ$. Figuur 37 toont het drukzwaartepunt voor de invalshoek $-2,3^\circ$ en zijn positie relatief ver naar achteren. De resultante K van het drukzwaartepunt voor deze invalshoek en de resultante van $K + W$ worden ook in Figuur 40 ingevoerd volgens hun positie en richting. Als u de afbeelding zorgvuldig bestudeert, zult u merken dat aan de informatie die wordt gegeven in paragraaf 5.3. aan de besproken evenwichtstoestand is voldaan en het hoogteroer hoeft geen lift te geven. Er is ook geen overmatige kracht die de neus van het vliegtuig naar boven probeert op te tillen, kortom de machine is in evenwicht.

5.8. Invloed gyroscopische uitwerking der draaiende delen van de motor

In verband met het zogenaamde roterend effect van de draaiende delen van de motor wordt ook vaak de uitdrukking "gyroscopisch effect" gebruikt. Een gyroscopisch effect van roterende massa's komt alleen voor bij vliegtuigen die door een rotatie-rotatie-motor worden aangedreven, zoals bij de Fokker Dr.I. De propeller alleen al produceert een dergelijk effect, maar ondanks zijn hoge omloopsnelheid is dit effect erg laag vanwege het lage gewicht van de propeller in vergelijking met het gewicht van het vliegtuig en kan daarom worden verwaarloosd. De rotatiemotor daarentegen brengt het gyroscopisch effect in waarneembare gebieden. Het gewicht van de Fokker Dr.I vertegenwoordigt immers ongeveer 26% van het totale gewicht van het jachtvliegtuig.



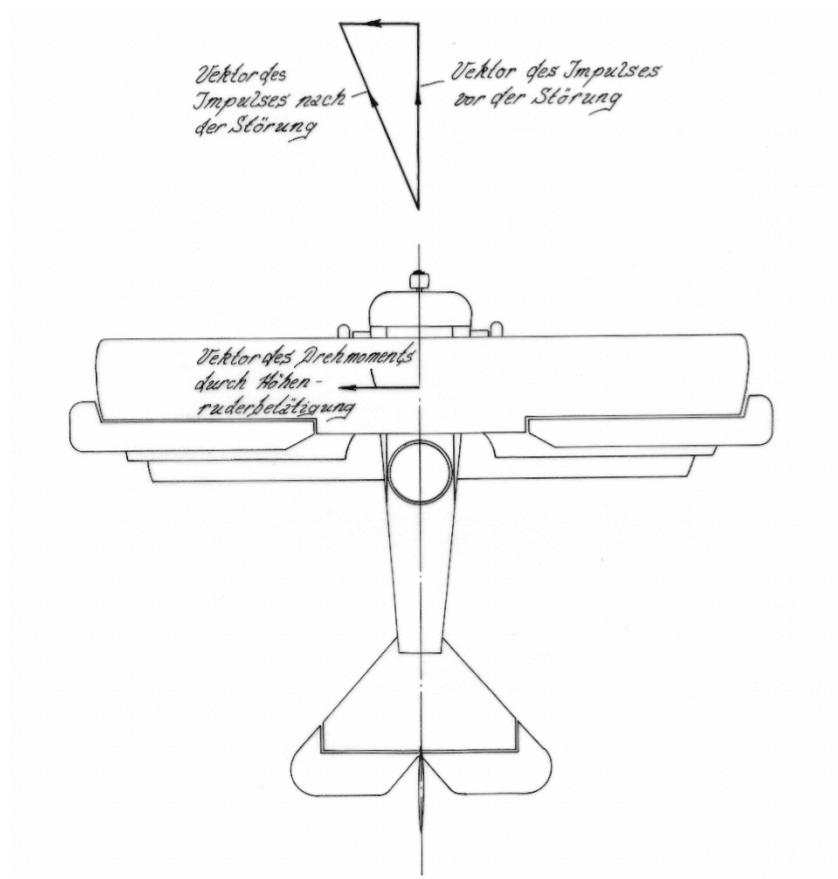
Figuur 41 Vectoren van de draaiende massa's van de rotatiemotor

De essentie van de gyroscopische werking is, net als die van de middelpuntvliedende kracht, gebaseerd op de algemene wet van de mechanica, volgens welke de grootte en richting van de versnelling vermenigvuldigd met de massa altijd moeten samenvallen met de grootte en richting van de resulterende kracht. Precies dezelfde wet als voor het optellen van krachten (parallelogram-wet of geometrische optelling) is van toepassing op zowel de snelheid als de versnelling.

De motoren van de driedekker draaien allemaal, gezien vanuit de cockpit, met de klok mee. De afzonderlijke roterende delen van de motor vermenigvuldigd met de hun massa vormen een gesloten polygoon (veelhoek) die daardoor een resultaat van nul opleveren met de begin- en eindpunten - we kunnen de negen cilinders van de motor als representatie zien - (zie afbeelding 41).

Negen krachten leveren in deze volgorde echter helemaal geen evenwichtssysteem op omdat hun moment niet nul is ten opzichte van de schroefas. Dit moment werkt in de strikte zin rond de as en kan naar de weergave worden meegenomen door een vector die in deze as ligt. Deze vector geeft het zogenaamde momentum of ook wel impulsmoment af aan het roterende object of formuleert anders gezegd het moment van de snelheden vermenigvuldigd met de massa. Het momentum staat altijd verticaal door de draairichting. Men kan het effect ervan ook duidelijk maken door een gyroscoop op de tafel te draaien en te observeren hoe deze rechtop gaat staan. De richting van het momentum van de motor is weergegeven in figuur 42. Alle roterende massa's hebben zo'n momentum.

Wordt op het vliegtuig een dergelijk moment uitgeoefend dan wordt de neus naar beneden geduwd en de staart wordt omhoog geduwd, dit gebeurt bij gebruik van hoogteroer,



Figuur 42 Momentum van de roterende massa's gerelateerd aan de assen van het vliegtuig

waarbij de draairichting vanaf de rechtervleugel gezien met de klok mee is, ontstaat ook een impulsmoment. Zoals we kunnen zien in figuur 42, wijst dit impulsmoment van rechts naar links. Omdat de kracht altijd overeenkomt met de verandering in snelheid, moet dit nieuw gecreëerde impulsmoment worden opgeteld bij het impulsmoment van de motor om de nieuwe impuls vector te krijgen die geldig is na de werking van de roterende krachten. De vector van de puls, die is samengesteld uit de twee individuele pulsen, helt iets naar links tegen het oorspronkelijke impulsmoment van de motor in. De schroefas probeert zich nu aan deze positie aan te passen. Met andere woorden, wanneer de staart wordt opgetild, zorgt het gyroscopische effect van de roterende massa's ervoor dat het vliegtuig naar links draait rond zijn verticale as. Op deze manier kan ook het gyroscopische effect voor alle andere stuurbewegingen worden bepaald. Als het vliegtuig naar links draait als gevolg van de roerbeweging, gaat de neus van het vliegtuig omhoog en als deze naar rechts draait, duikt hij. Speciale aandacht was echter vereist van de piloot tijdens het opstijgen en landen. Vooral wanneer plotselinge schokkerige bewegingen veroorzaakt door het gyroscopisch effect ook oneffenheden in de ondergrond veroorzaken.

6. Het landingsgestel van de driedekker

6.1. Landingsgestel en staart-ski

In alle voorgaande paragrafen over de aërodynamische processen van de Fokker Dr.I hebben we de machine altijd alleen in interactie met de hoeveelheid lucht eromheen bekeken. Hier werd de mate waarin de lucht beweegt ten opzichte van de aarde volledig genegeerd. Tot dusver was de enige relatie met de aarde de invloed van de zwaartekracht, die onafhankelijk is van de positie en beweging van een object. De driedekker heeft, net als alle andere vliegtuigen, een drievoudige directe relatie met de aarde. Aangezien we dit niet zomaar kunnen negeren, willen we hieronder minstens één van deze drie punten nader onderzoeken. We hebben het over het startproces, de landing en navigatie. We willen de navigatie hier uitsluiten, omdat er te weinig is dat specifiek is voor de driedekker en daarom voor ons interessant is. We willen ook afzien van de behandeling van de landing.

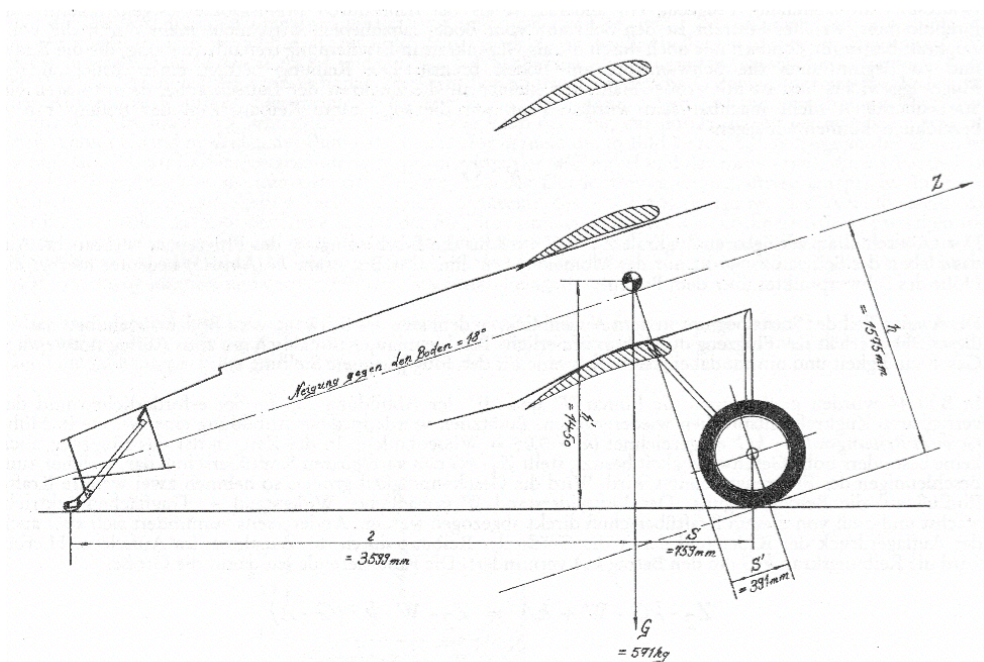
Om de processen van het starten te begrijpen, moeten we eerst kijken naar de onderdelen van het vliegtuig die nodig zijn voor beweging op de grond, het landingsgestel en de staart-ski.

De opstelling van deze onderdelen bij de Fokker Dr.I is weergegeven in afbeelding 43 van dit boekje. Het chassis bestaat uit twee wielen die aan de uiteinden van een as zijn bevestigd. In langsdoorsnede gezien biedt het vliegtuig slechts één steunpunt, namelijk 0,391 m voor het zwaartepunt van de machine. Staat de driedekker op de grond, dan vindt hij een tweede steunpunt in de staart-ski, die op een elastisch tussenstuk aan het uiteinde van de romp is gemonteerd. De hoogte van de staart-ski is zo gekozen dat de motoras van het vliegtuig in rust de relatief steile hoek van 18° aanneemt. Bij de meeste vliegtuigen ligt deze hoek tussen 15° en 20°, zodat de staart-ski op het moment van opstijgen de grond niet meer kan raken.

Als de motor op volle toeren draait, kan het vliegtuig niet meer gemakkelijk de positie aannemen die wordt getoond in figuur 43 als de staart niet door een externe kracht tegen de grond wordt gedrukt. Zodra de remblokken voor de wielen zijn geplaatst, probeert de propeller het vliegtuig rond het steunpunt van de wielen te draaien met het moment $Z \cdot h$ (Figuur 43). Dit koppel wordt gecompenseerd door het zwaartekracht-koppel, dat het product is van het gewicht van het vliegtuig gemeten op de afstand S van het zwaartepunt vanaf het steunpunt van de loopwielen. Over het algemeen wordt het zwaartekracht-moment kleiner gehouden dan dat van de propeller-trekkkracht bij de standaard (paragraaf 3.2.). In het geval van de Fokker Dr.I is het verschil tussen de twee momenten:

$$Z \times h - G \times S = 294,97 \times 1,575 - 571 \times 0,759 = 31,18 \text{ kgm}$$

Dienovereenkomstig, wanneer de wielen vergrendeld zijn, probeert de propeller het vliegtuig te draaien met het moment 31,18 kgm rond het steunpunt van de wielen.



Figuur 43 Krachten op het vliegtuig in rust

Van de afstand S van het zwaartepunt tot het steunpunt van de loopwielen hangt ook af van de grootte van de zogenaamde ski-druk, dat wil zeggen het gewichtsaandeel van de last die op de staart-ski inwerkt. Als de letter l de afstand vanaf het steunpunt van de staart-ski, dan is S: (S + l) het deel van het vliegtuiggewicht dat wordt gedragen door de staart-ski. Dus hier zijn de volgende:

$$S : (S + l) = 0,759 : (0,759 + 3,599) = 0,174$$

en daarom

$$571 \times 0,174 = 99,35 \text{ kg}$$

op de staart-ski. De rest van $571 - 99,35 = 471,65 \text{ kg}$ wordt gedragen door de wielen of het chassis.

6.2. De start

Om de volgorde van bewegingen en het krachtenspel op de Fokker-driedekker tijdens het opstijgen te begrijpen, is het logisch om deze in twee delen te splitsen.

Het eerste deel van de start bestaat erin dat het vliegtuig met de wielen begint te rollen en de staart-ski geleidelijk in beweging komt. Zoals we net hebben gezien, komt de staart relatief vroeg van de grond vanwege de trekkracht van de propeller. Het is echter duidelijk dat het krachtenspel op een taxiënd vliegtuig anders is dan dat op zijn plaats wordt gehouden door remblokken. Het koppel dat de staart van de grond probeert te tillen wordt niet meer bepaald door de volle trekkracht, maar alleen door de wrijving die als tegenkracht verschijnt, die de wielen remt en in het begin ook de staart-ski op de grond. De wrijving is een fractie van het gewicht van het vliegtuig en is vrijwel zeker minder dan

de trekkraft van de propeller, want anders zou een start helemaal niet mogelijk zijn. Als we de zogenaamde wrijvingscoëfficiënt van de grond met k aangeven, kunnen we zeggen:

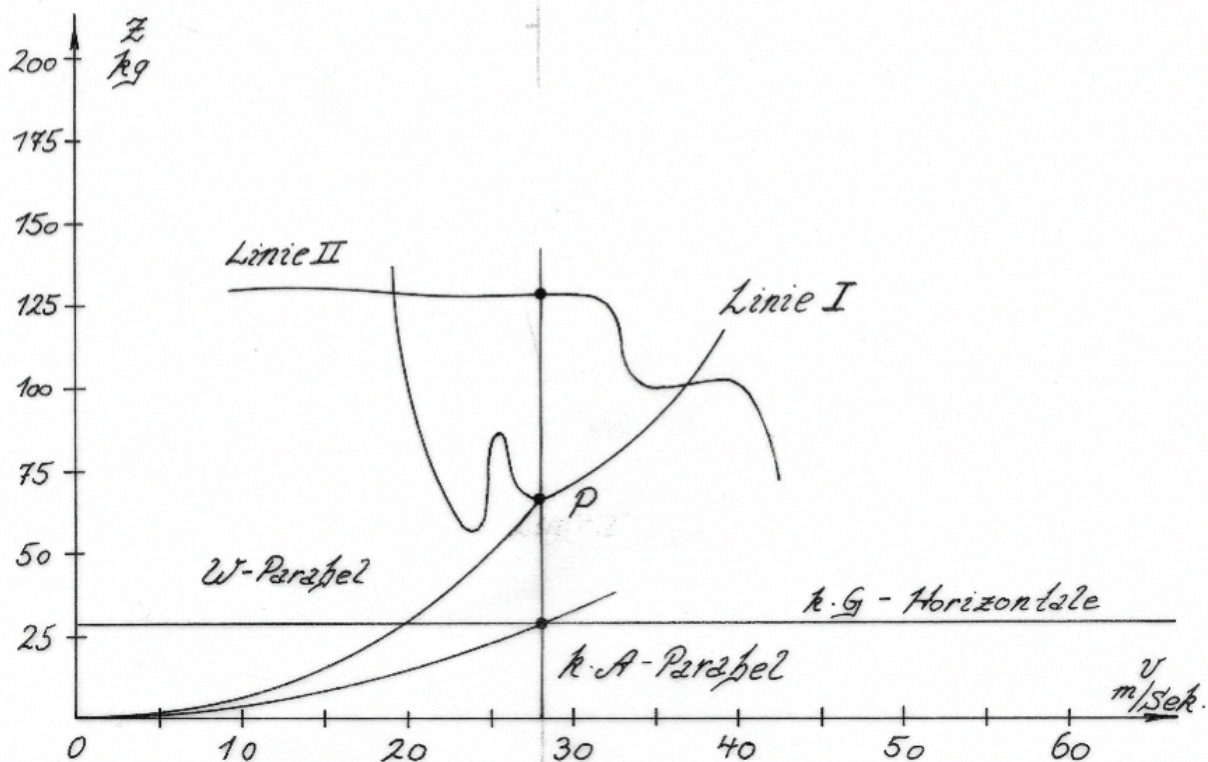
$$k \cdot G$$

Het overschot aan beschikbare trekkraft $Z_2 - k_G$ wordt voor het versnellen van het vliegtuig gebruikt. Als de staart los komt werkt het moment $k \cdot G \cdot h'$. De letter h' (Figuur 43) betekent de hoogte van het zwaartepunt boven de grond.

Het tweede deel van de start begint op het moment dat de staart van de grond komt. In deze fase wint het vliegtuig geleidelijk aan de snelheid die nodig is voor het opstijgen door continue acceleratie en neemt het tegelijkertijd een positie aan die geschikt is voor de vlucht.

In Figuur 44 zijn de lijnen "I" en "II" van Figuur 23, die overeenkomen met de benodigde en beschikbare trekkraft, nogmaals weergegeven. Daarnaast is in deze figuur een rechte lijn ter hoogte van het gewicht * wrijvingscoëfficiënt = k_G getekend ($k = 0,05 =$ weidebodem). Gedurende de tijd dat het vliegtuig nog niet een hoge snelheid heeft, zorgt $Z_2 - k_G$ voor het beschikbare vermogen om het vliegtuig te versnellen. Als de snelheid toeneemt, beïnvloeden twee andere krachten de acceleratie. De luchtweerstand W (vuile luchtweerstand + vleugelweerstand) neemt toe en moet direct van deze overvloedige kracht worden afgetrokken. Aan de andere kant neemt echter ook de lagerdruk van de wielen en daarmee de grootte van de wrijving af door de toename van de lift. Hier wordt de wrijvingskracht $k \cdot G$ verminderd met de hoeveelheid $k \cdot A$. Het resultaat heeft de grootte:

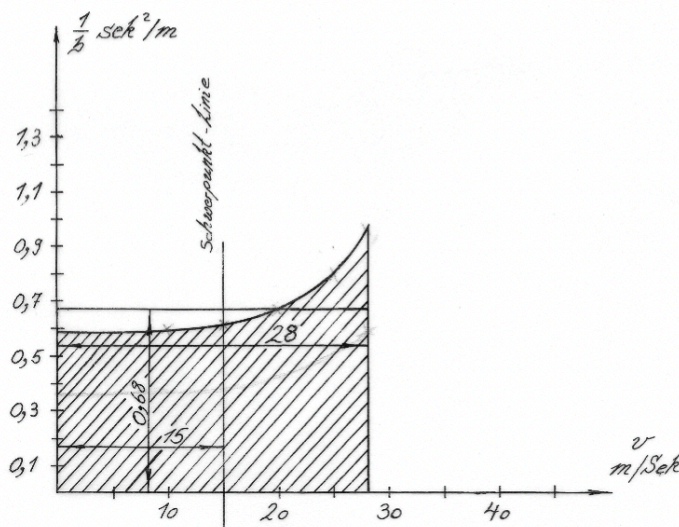
$$Z_2 - k_G - W + k_A = Z_2 - W - k (G - A)$$



Figuur 44 De start van de driedekker

Omdat lift en weerstand ook toenemen met de snelheid en we bij het opstarten een constante invalshoek kunnen aannemen, waarbij de coëfficiënten z_a en z_r ongewijzigd blijven, kunnen we aannemen dat zowel A en W evenredig groeien met het kwadraat van de snelheid. We moeten dus de waarde k_A en de waarde W uitzetten als een parabool in Figuur 44. Op punt P snijdt de W -parabool de lijn I van de vereiste trekkracht. Zodra het vliegtuig de snelheid heeft bereikt die overeenkomt met de abscis van punt P, bevindt het vliegtuig zich in een staat waarin het kan vliegen in de zin van paragraaf 4.3. In ieder geval kan de vlucht alleen worden gestart door te klimmen. Om deze reden moet punt P lijn I snijden binnen het gearceerde gebied in Figuur 23. Op dezelfde abscis van dit snijpunt van de W -parabool en de lijn I , ontmoet de k_A -parabool de k_G -horizontaal, omdat nu het geval is dat het gewicht ongeveer overeenkomt met de opwaartse druk. Anders zou een vertrek niet mogelijk zijn. Tijdens het hele opstartproces vertegenwoordigt de ordinaat tussen lijn II en de horizontale k_G minus de ordinaat tussen de twee parabolen van W en k_A de grootte van de overtollige trekkracht $A = G$ en $W = Z_1$, alleen de waarde $Z_2 - Z_1$. Daarmee is het vertrekproces is beëindigd en is de daadwerkelijke vlucht begonnen.

Op basis van bovenstaande kan men verschillende omstandigheden onderzoeken waaronder het vertrek dient plaats te vinden. Zo kan het effect van verschillende invalshoeken van de vleugel of de afhankelijkheid van de nadering van de grootte van de wrijvingscoëfficiënt worden onderzocht.



Figuur 45 Grafiek van de start

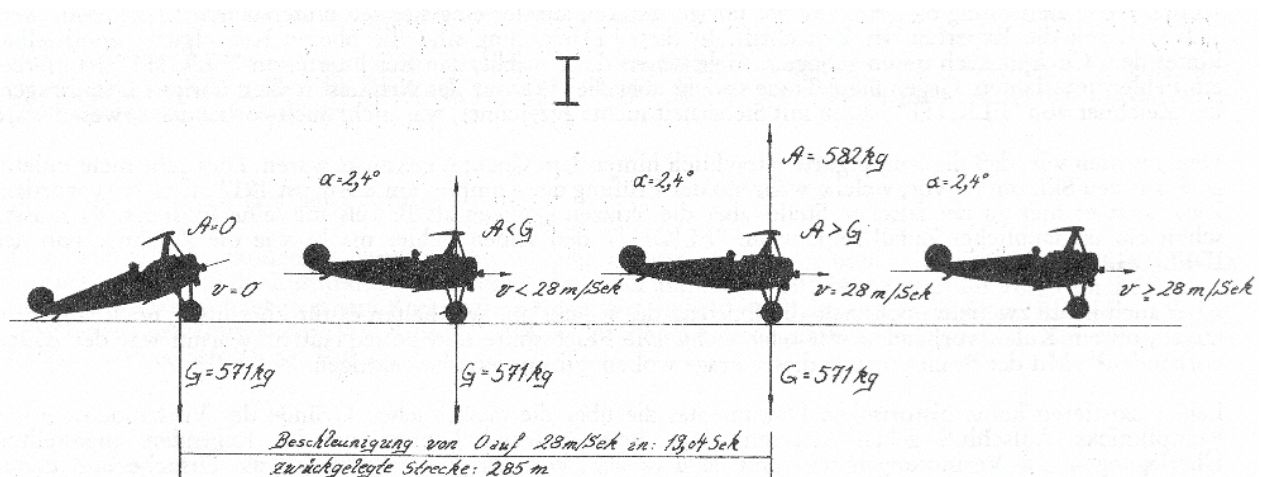
Figuur 45 is geconstrueerd op basis van de resultaten van Figuur 44. Met behulp van deze figuur kunnen zowel de starttijd als de startafstand worden berekend. De afbeelding is op de volgende manier gemaakt. De curve in Figuur 45 wordt verkregen door de ordinaten tussen Z_2 in Figuur 44 weer te geven en de k_g horizontaal en tussen de W -parabool en de K_A parabool meet dit twee delen uit elkaar aftrekt, op basis van deling door het vliegtuig massa G : g de versnelling van het vliegtuig bepaald.

Het gebied in Figuur 45 geeft een directe berekeningsmaatstaf voor het bepalen van de opstarttijd, als u de

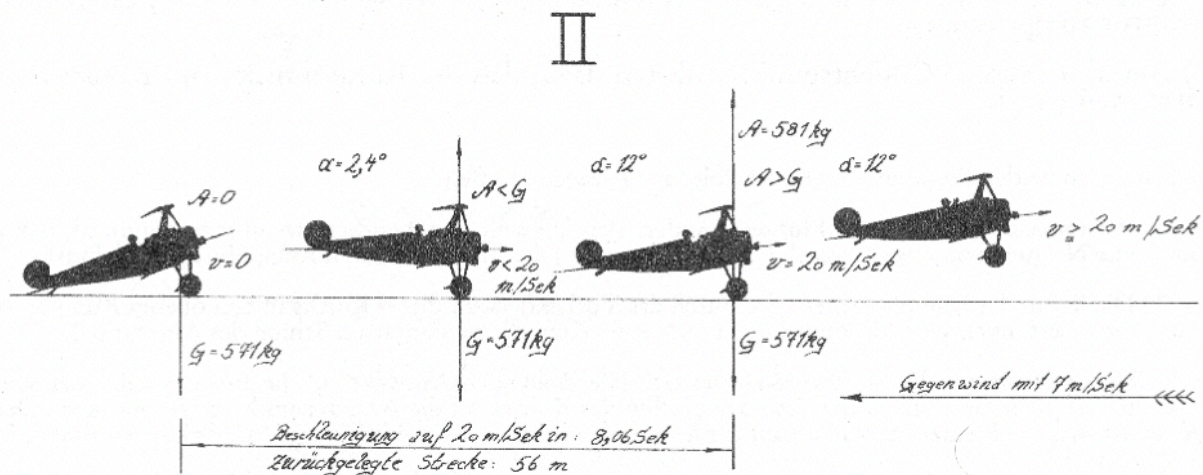
basislijn van zijn rechthoek met gelijke oppervlakte op de schaal van de abscis en zijn hoogte op de schaal van de ordinaat aftrekt en deze waarden met elkaar vermenigvuldigt. In het geval van de Fokker Dr.I is het vliegtuiggewicht 571 kg, en hier zijn we weer uitgegaan van 0,05 als wrijvingscoëfficiënt. De snelheid waarmee de k_A -parabool de k_G -horizontaal snijdt, is 28 m / sec. Dienovereenkomstig krijgen we de volgende waarden: $Z_2 - k_G = 100$ kg, $W - k_A = 39,5$ kg, verschil 60,5 kg, versnelling 60,5: 58,20 ($G : g$) = 1,0395 m / sec², reciproque waarde 1: 1,0395 = 0,962. Deze waarde werd gebruikt om Figuur 45 te maken.

Op de resultaten van Figuur 44 is het diagram in Figuur 45 gebaseerd. Met deze grafiek kan zowel de starttijd als ook de startafstand worden berekend. De grafiek is op de volgende manier ontstaan. Je krijgt de curve in Figuur 45 door de ordinaat-stukken te

startsequentie van operaties. Dit betekent dat het een constante invalshoek ($2,4^\circ$) werd en absolute stilstand werd geaccepteerd. Onder deze voorwaarden heeft de driedekker volgens illustratie 45 en 47I een tijd nodig van 19,04 seconden en een startbaan van 285,6 m om een startsnelheid van 28 m / sec te bereiken. Vanwege de liftcoëfficiënten kan worden berekend dat de dynamische lift bij $2,4^\circ$ invalshoeken bij een snelheid van 28 m / sec exact 582 kg oplevert. Dit betekent echter niets anders dan dat de dynamische lift het gewicht overheerst en het vliegtuig inmiddels los van de grond kan komen. Uiteraard kan een goede en geoefende vlieger zowel de starttijd als de startweg aanzienlijk verkorten door enkele trucs toe te passen. Een truc die voornamelijk wordt gebruikt, bestaat erin de start te verminderen door de invalshoek vroegtijdig te verhogen tot een minimum. De afbeeldingen 46 + 47 II geven dit proces duidelijk weer.



Figuur 47/I Theoretisch berekende startweg



Figuur 47/II Verminderde startweg met tegenwind

Als de invalshoek van de vleugels toeneemt tot laten we zeggen 12° door vroegtijdig naar zich toetrekken van de stuurkolom door de piloot, neemt de dynamische opwaartse druk natuurlijk ook plotseling toe. Met de liftcoëfficiënten wordt de snelheid waarmee een opwaartse druk mogelijk is met 12° invalshoeken berekend op 20 m / sec. Volgens Figuur 46 wordt de startweg daardoor teruggebracht tot 134,2 m en wordt de startduur verkort tot 12,2 seconden. Daarnaast is nog een ander geval gestippeld en in Figuur 46

weergegeven. In dit geval start het vliegtuig met een tegenwind van 7 m / sec. Hierdoor worden de waarden tot 8,06 seconden en 56,42 m. verlaagd. In Figuur 47 II is dit ook weergegeven.

De start kan ook zeker nog verder worden verkort onder geschikte omstandigheden, b.v. lagere wrijving door een harde startbaan, minder laadvermogen en dergelijke. Een startrun van 45-50 m ligt dus eigenlijk bij deze driedekker binnen het haalbare. We mogen ook niet vergeten dat de berekeningen van de startrun ook worden bepaald door de vorm van de lijn II die op zijn beurt wordt samengesteld uit motor- en propeller gegevens. Uit paragraaf nr. 3 van dit boek weten we echter dat we alleen een propeller hebben gekozen waarvan de gegevens relatief dicht bij die van de AXIAL-Propeller liggen.

7. De "knik" in de romp

De vraag of de Fokker Dr.I is ontworpen met een knik in de bovenste langsligger of niet wordt al decennia lang in professionele kringen besproken. Een grote verscheidenheid aan opvattingen waren (en zijn nog steeds) aan de orde.

Het debat begon vanwege een weergave van de romp structuur van de driedekker in het Britse luchtvaartmagazine "FLIGHT", dat ook werd gepubliceerd door zijn Duitse tegenhanger "FLUGSPORT". Deze tekening was, net als de rest van het artikel, gebaseerd op een diepgaande studie van de 144/17 driedekker door de experts van het tijdschrift. In deze illustratie is de bovenste langsligger direct achter de cockpit naar beneden gebogen. Velen waren van mening dat de auteurs van "FLIGHT" hier een fout hadden gemaakt. De nauwkeurigheid van het artikel bij alle andere gedetailleerde vragen spreekt deze stelling tegen. De redacteurs van "FLIGHT" zouden zeker niets getekend hebben dat er niet was.

Tegenwoordig weten we dat de bovenste langsliggers daadwerkelijk achter de cockpit zijn vastgemaakt. Dit blijkt niet in de laatste plaats uit de schetsen die werden gemaakt tijdens het onderzoek van de romp op 8 augustus 1917. Het staat het hier op de verkeerde plaats, maar de schetsen zijn voldoende bewijs van het bestaan ervan. Het zou een ongelooflijk toeval moeten zijn als "FLIGHT" dezelfde fout zou maken als de illustratoren van IDFLIEG.

Maar zelfs vandaag twijfelen velen nog steeds aan het bestaan van de knik. Wij vinden het overbodig om nog langer te vragen of er een knik was of niet. De vraag zou nu beter moeten zijn: "Waarom was de knik aanwezig?". Laten we nu het antwoord op deze vraag maar eens behandelen.

Helaas zijn er geen historische documenten die de echte redenen voor de knik in de romp zouden kunnen verklaren. Om deze reden kunnen de volgende overwegingen slechts vermoedens zijn die dienen om conclusies te trekken om het effect op de oorzaak en dus op hun beurt op de gedachten van de ontwerper te verklaren.

In onze overwegingen willen we systematisch te werk gaan en eerst kijken naar de betekenis van een buiging van de bovenste romp ligger.

1.) Het had een poging kunnen zijn om de visuele indruk van de driedekker te verbeteren.

2.) De knik was gepland vanwege structurele overwegingen om de sterkte van de constructie te optimaliseren

3.) Aerodynamische overwegingen waren de reden dat de romp-knik door de ontwerper werd ontworpen.

Over de eerste twee punten kunnen we de volgende uitspraken doen:

Op 1.) De visuele indruk van het vliegtuig verandert slechts onbeduidend als men aanneemt dat de knik ervoor zorgt dat de achterste langsliggers van de bovenste romp ongeveer 1° hellen (volgens Charles Bourgets +).

Op 2.) De statische eigenschappen van het roepstructuur worden niet significant verbeterd door de aanwezigheid van deze knik in de bovenste romp-ligger (let op de opmerking hierover aan het einde van dit hoofdstuk).

We zijn op zoek naar een bevredigend antwoord op de vraag waarom de knik alleen het voor punt nr. 3 bestond, dat is de invloed van de knik op de aerodynamica van de driedekker. Dan heeft de knik alleen invloed op de aerodynamica. De onmiddellijke gevolgen zijn:

3-1 De horizontale hoogteroer neemt een lagere positie in.

3-2 Het roer neemt een lagere stand in.

Wat betekent dit voor de horizontale hoogteroer en het roer?

Tot 3.1. De positie van de horizontale hoogteroer.

De bovenrand van de romp zakt bij de knik in de bovenste romp lager tot aan de inzet van de hoogteroer met ongeveer 30 mm. Hierdoor komt de complete staarteenheid ook 30 mm naar beneden (Figuur 48). Men zou nu kunnen speculeren en zeggen dat door deze verlaging van de lifteenheid deze uit de luwte van de middenvleugel wordt gehaald en ook een betere doorstroming van het onderdeel daarvan het gevolg is. Deze conclusie lijkt echter niet erg overtuigend, aangezien de staarteenheid meestal direct achter de middelste vleugel zit, laten we nog eens naar de Figuren 39 en 40 kijken. In Figuur 40 is zelfs te zien dat de staarteenheid zich in deze positie erboven bevindt

Door de knik in de bovenste ligger wordt de bovenrand van de bovenste romp ligger ongeveer 30 mm verlaagd t.o.v. de hoogteroer. Het resultaat is dat de gehele horizontale hoogteroer ook 30 mm naar beneden komt (Figuur 48). Men zou nu kunnen speculeren en zeggen dat door deze verlaging van de horizontale hoogteroer deze uit de slipstream van de centrale vleugel wordt gehaald, wat ook resulteert in een betere doorstroming naar het de hoogteroer. Deze conclusie lijkt echter niet erg overtuigend, want als we naar de figuren 39 en 40 kijken, zit de horizontale hoogteroer meestal direct achter de middenvleugel. In figuur 40 is zelfs te zien dat de horizontale hoogteroer in deze positie boven de middenvleugel komt te liggen. Zonder de knik in de romp zou het zelfs 30 mm hoger zijn.

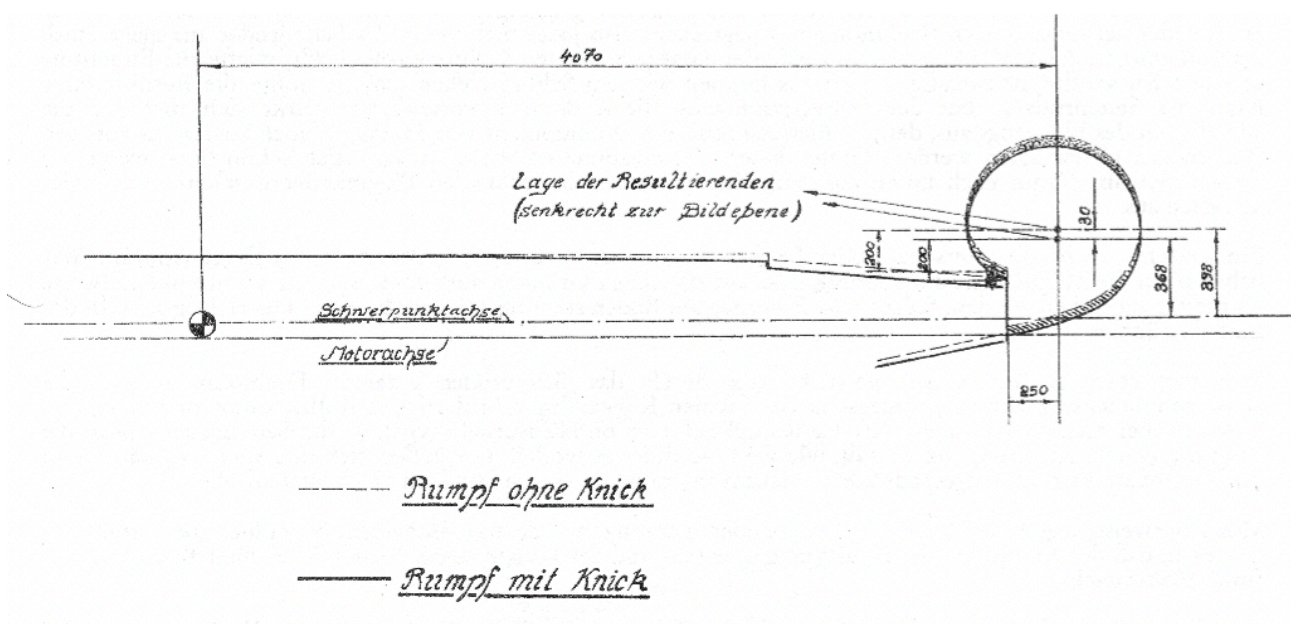
Uit deze verklaringen blijkt dat het nauwelijks zin had kunnen hebben om de horizontale hoogteroer uit de slipstream van de middenvleugel te halen. Een ander argument tegen dit hypothese is dat de bovenste romp liggers van de types Fokker D.VI en D.VII een

vergelijkbare knik hebben. Beide typen zijn echter dubbeldekkers zonder "storende" middenvleugel.

De functie van het hoogteroer als zodanig wordt ook niet beïnvloed door de verandering in de hoogte, aangezien noch de richting noch de grootte van de daarop inwerkende verticale luchtkracht K_D (Figuur 39) verandert.

3.2. De positie van het roer

Het enige dat daadwerkelijk kan worden veranderd en meetbaar verschijnt zodra de knik in de romp aanwezig is, zijn de luchtkrachten die het roer opvangt. Figuur 48 toont een vergelijking van de positie van het roer op een romp zonder knik (stippellijn) en op een romp met een knik. Zoals reeds vermeld, als de romp zonder knik zou zijn ontworpen, zou het uiteinde 30 mm hoger zijn dan het in werkelijkheid is.



Figuur 48 Vergelijking van de roerstand

Op basis van de documenten die door Idflieg zijn opgesteld tijdens de typetest, wordt het zwaartepunt, d.w.z. het punt waarop de resultante van de krachten die op het roer inwerken, zo gedefinieerd dat het 200 mm boven de liftas en 250 mm achter de roeras ligt komt. Het bovenste punt in het roer geeft de positie van de resultante op een romp zonder knik aan. Het resultaat is 398 mm boven het zwaartepunt.

We hebben in een eerdere paragraaf al besproken dat bij een roeruitslag niet alleen een koppel om de verticale as van het vliegtuig, maar, vanwege de positie van de resultante boven het zwaartepunt (Figuur 48), een rolbeweging om de lengteas van het vliegtuig wordt tot stand gebracht. Dit koppel kan natuurlijk ook worden berekend. Hiervoor hebben we eerst de stuurdruk nodig, die wordt opgenomen door het roer. Voor ons voorbeeld rekenen we met een volledige uitslag bij $v = 36 \text{ m / sec}$. Volgens paragraaf 5.4. de stuurdruk P is:

$$P = 1/8 \times 0,92 \times 0,601 \times 362 = 89,57 \text{ kg}$$

Het koppel, dat ernaar streeft de machine met een dergelijke roerafwijking rond het zwaartepunt parallel aan de lengteas te laten rollen, wordt berekend uit de grootte van de

stuurdruk P maal de hefboomarm, d.w.z. de afstand van de resulterende kracht van het roer tot de zwaartepunt. Hiermee krijgen we:

$$89,57 \times 0,398 = 35,65 \text{ kgm}$$

We weten nu dus dat het koppel rond het zwaartepunt in dit geval 35,65 kgm is met een romp ontwerp zonder romp knik.

Maar hoe gedraagt het zich als het roer, en daarmee de resulterende luchtkracht van het hoogteroer, 30 mm wordt verlaagd? Welnu, de hefboomarm wordt met deze 30 mm verkleind, omdat het resultaat dicht bij het zwaartepunt komt. De hefboom heeft de afmeting $0,398\text{m} - 0,030\text{m} = 0,368\text{m}$. De grootte van het koppel is merkbaar:

$$89,57 \times 0,368 = 32,96 \text{ kgm}$$

Het verschil tussen de twee maten is 2,69 kgm.

Wat betekent dit koppel voor het gebruik van de driedekker in de praktijk? Enerzijds kun je het koppel nuttig maken door het te gebruiken als tegenkracht op het terugdraaiende koppel van de propeller. Dit kan met een kleine aanpassing. Een andere bijzonderheid van het hoogteroer-koppel is dat elke keer dat het roer wordt losgekoppeld, het vliegtuig in precies de tegenovergestelde richting zal rollen als nodig is om een bocht te beginnen. Hieruit kunnen we concluderen dat hoe hoger de resulterende kracht van het roer boven het zwaartepunt, des te ongunstiger het is voor de manoeuvreerbaarheid van het vliegtuig, omdat het koppel van 35,65 kgm ook door de rolroeren moet worden overwonnen. Vanuit dit oogpunt is het natuurlijk logisch als het roer 30 mm wordt verlaagd. Dit is vooral merkbaar bij snelle vluchtmanoeuvres.

Een ander niet te onderschatten effect treedt op als het roer tot stilstand komt. Hierboven hebben we de mogelijkheid van een romp knik om statische redenen uitgesloten. Dit kan slechts gedeeltelijk als correct worden beschouwd.

Zolang het vliegtuig op de grond staat, kan dat helemaal correct zijn. Maar dit verandert in de lucht.

Zoals we zojuist hebben gezien, probeert het door het roer gegenereerde koppel om het zwaartepunt te rollen, precies in de richting die tegengesteld is aan de rolrichting die nodig is om te draaien. Maar dat betekent niets anders dan dat de romp aan torsie onderhevig is, aangezien het roer de romp in de tegenovergestelde richting wil draaien zoals de rolroeren dat willen.

Misschien komt deze theorie voor de een of de ander wat zwak over. Hierbij dient te worden opgemerkt dat de romp "al" brak toen het roer en de lift werden belast met een breek-belasting van "slechts" 108%.

Met deze waarnemingen hebben we twee plausibele en mogelijke redenen gevonden voor het bestaan van de romp knik.

A.) Bij het ontwerp van het roer is het rolmoment rond de as langs de lengteas en door het zwaartepunt 2,69 kgm lager dan wanneer de romp geen knik had. Dit maakt het vliegtuig gevoeliger voor de bediening van de rolroeren.

B.) De torsie spanning op de romp structuur wordt verminderd door de romp knik. Als het rolroer en het roer in dezelfde richting worden bediend, kunnen zeer grote torsie krachten op de romp inwerken. De romp knik verkleint het risico op romp breuk als gevolg van overmatige belasting in het geval van ongebruikelijke en plotselinge roeruitslagen bij hoge snelheden.

Aan het einde van deze verhandeling willen we er nogmaals op wijzen dat hier niet het volledige gebied van de aerodynamica is behandeld. Slechts die van alle meest interessante punten werden hier uitgezocht en min of meer oppervlakkig behandeld.

We wilden de grondslagen van de aerodynamica begrijpelijk te maken voor nieuwkomers en een handreiking te doen om zelf verdere modelberekeningen uit te voeren.

We willen nogmaals stellen dat we dit werk bewust niet zo hebben gestructureerd dat er gebruik werd gemaakt van moderne symbolen en rekenmethoden. Dit verandert echter niets aan de resultaten.

In het geval dat de Nederlandse vertaling op sommige punten wat "grappig" is, vragen we ook om uw begrip. Onze proeflezers hebben er veel tijd aan besteed, maar ze konden zeker niet elke fout die ik maakte tijdens de vertaling van dit Duitse artikel, uit de kast halen.

Hoe dan ook, ik hoop dat je het leuk vond en voor het geval je iets hebt geleerd, het geïnvesteerde werk geeft aan ons dan de nodige voldoening.