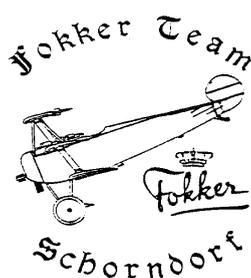


**ACHIM SVEN ENGELS**

<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**

**printed in Germany**

# Inhalt.

---

	Seite
Zum Geleit .....	1
1. Die Luftkräfte und der Luftwiderstand	
1.1. Der Luftdruck.....	2
1.2. Der Staudruck. ....	7
1.3. Der Luftwiderstand .....	9
1.4. Der Luftwiderstand verschiedener Körperformen.....	13
1.5. Luftwiderstand und andere Luftkräfte .....	19
2. Die Tragflügel	
2.1. Grundbegriffe; Auftrieb, Rücktrieb, Gleitzahl.....	20
2.2. Die Abhängigkeit des Auftriebs A und des Rücktriebs R von der Größe des Anstellwinkels $\alpha$ .....	22
2.3. Querschnitt und Grundriss der Tragfläche .....	24
2.4. Druckverteilung, Flächenbelastung und Konstruktives....	27
2.5. Geschwindigkeit für Waagrechtflug und Zugkraft bei gegebenem Anstellwinkel .....	32
3. Der Propeller	
3.1. Form und Wirkung eines Luftschraubenelements .....	34
3.2. Zugkraft und Widerstandskraftmoment des Propellers ...	37
3.3. Leistung und Wirkungsgrad des Propellers.....	41
3.4. Der „Schlupf“ der Luftschraube .....	42
4. Das Zusammenspiel der Tragfläche mit Propeller und Motor	
4.1. Die Luftschraube und der Motor .....	42
4.2. Die Luftschraube, der Motor und die Tragfläche .....	46
4.3. Das Steigen und das Sinken .....	48
4.4. Der Flug in der Höhe .....	52
4.5. Die Bedeutung des Propellers für die Flugleistung .....	55
5. Steuerung, Stabilität, Stabilisierung	
5.1. Allgemeines.....	56
5.2. Der Schwerpunkt des Flugzeuges sowie das Druckmittel der Fläche .....	60
5.3. Die Gleichgewichtserhaltung.....	62
5.4. Die an den Rudern und der Dämpfungsfläche des Dreideckers auftretenden Kräfte und das	

	Trägheitsmoment der Maschine.....	65
5.5.	Die Ruderanlenkung und die durch den Piloten aufzubringenden Kräfte für ihre Betätigung.....	69
5.6.	Die Funktionsweise der Steuerung .....	71
5.7.	Die Längsstabilität des Dreideckers .....	74
5.8.	Der Einfluss der Kreiselwirkung der rotierenden Massen des Motors.....	79
6.	Der Abflug des Dreideckers	
6.1.	Fahrwerk und Sporn.....	81
6.2.	Der Start.....	83
7.	Der Knick im Rumpf.....	88

Fok. Dr. I  
Le Rhône (Bestenmotor)  
110 Pfl.

*Ansicht schräg v. vorn*



*seitenansicht*



*Ansicht schräg von hinten*



Gedruckt in der Lichtbildschneiderei  
der Inspektion des Reichsluftschweizers.

### Zum Geleit

Diese neue Reihe unter dem Titel

#### **DEUTSCHE FLUGZEUGTECHNIK 1900 - 1920**

soll dazu beitragen, der Aufgabe, welche sich das FOKKER-TEAM-SCHORNDORF gestellt hat gerecht zu werden und die erzielten Forschungsergebnisse dem interessierten Personenkreis zugänglich zu machen. In dieser Reihe stehen die technischen Aspekte der deutschen Luftfahrt im Vordergrund.

Es werden sowohl Hefte folgen, die sich ausschließlich mit technischen Beschreibungen von Flugzeugzellen befassen, als auch solche die sich mit anderen technischen Aggregaten beschäftigen, die zum Betriebe von Luftfahrzeugen dienen oder in solchen eingesetzt wurden. Die geschichtliche Entwicklung der deutschen Luftfahrt steht hierbei nicht im Mittelpunkt, wird aber auch nicht gänzlich übergangen.

Wir hoffen sehr, daß diese Heftreihe bei der Leserschaft anklang findet und Bestandteil der fachbezogenen Bibliothek eines jeden luftfahrttechnisch interessierten wird. In diesem Sinne wünschen wir diesen kleinen Werken viel Erfolg.

Um die hier zu besprechende Thematik begreifen zu können, ist ein gewisser Stand an verstandenen grundlegenden Informationen nötig. Da wir nicht davon ausgehen können, daß alle unsere Leser diesen Grundwissenstand besitzen, wollen wir daher nun bei "A" anfangen und die Grundkenntnisse der Aerodynamik einführen, um darauf aufbauend später anhand von einfachen Rechenbeispielen verschiedene Fälle am Fokker Dr.I klarzulegen.

Viele Leser dieser Abhandlung blieben aber auch bisher nicht von der Fluidmechanik (Strömungsmechanik) verschont und werden mit Sicherheit schon vieles darüber wissen. Darum wenden wir einen kleinen Kunstgriff an, damit auch ihnen nicht das Interesse an dieser Abhandlung abhanden gerät.

Im Laufe der vergangenen Jahrzehnte hat sich einiges auf dem Gebiet der Fluidmechanik getan. Namentlich in der Gestaltung der Formeln zur Berechnung unterschiedlichster Abläufe und Kräfte an Körpern unter Strömungseinfluss. Haben zu Beginn, die Konstrukteure in den Flugzeugfirmen sowie die Wissenschaftler der Versuchszentren in England, Frankreich, Deutschland usw. im Stillen vor sich hin gearbeitet, Formeln erstellt und dabei die verschiedensten Buchstabenbezeichnungen für einfache Gegebenheiten wie die mittlere Luftdichte, oder den Widerstandsbeiwert verwendet, so ging man nach dem zweiten Weltkrieg, als die Nationen immer enger zusammenarbeiteten dazu über, einheitlich genormte Bezeichnungen zu verwenden. Abgesehen davon, daß sich der Kenntnisstand um zahlreiche nützliche Formeln bis

heute stark vergrößert hat, haben sich hierbei die grundlegenden Rechnungen natürlich wenig verändert.

Damit auch dem Erfahrenen auf dem Gebiet der Aerodynamik hier die Zeit nicht zu lang wird, möchten wir von "A" angefangen alle Rechnungen mit den damals gängigen Formeln vornehmen. Auf diese Weise lernt nicht nur der Laie das Grundwissen der Aerodynamik, sondern der Fachmann nebenbei noch etwas geschichtliches darüber, wie während und nach dem ersten Weltkrieg gerechnet wurde. Wie gesagt, sollen Beispielrechnungen praxisnah auf den Dreidecker bezogen werden.

Diese Abhandlung soll keine umfassende Berechnung der Dreidecker-Aerodynamik darstellen, sondern vielmehr den interessierten Leser nach seiner Studie in die Lage versetzen für die unterschiedlichsten Flugsituationen, welche ihn besonders interessieren, die notwendigen Rechnungen durchzuführen und die dazu erforderlichen Diagramme selbst anzufertigen.

## **1. Die Luftkräfte und der Luftwiderstand**

### 1.1. Der Luftdruck

*Evangelista Torricelles* (\*15.10.1608 +25.10.1647) kam auf Empfehlung seines Lehrers *Castelli* 1641 zu *Galilei* und wurde dessen Nachfolger als Hofmathematiker des Großherzogs von Toskana.

Während dieser Zeit beschäftigte er sich mit den verschiedenen Materialien und erforschte dabei auch ihr Verhalten untereinander wenn sie gegenseitigen Drücken ausgesetzt wurden. So fand er heraus daß ein Quecksilber gefüllter Kolben, umgekehrt in ein Gefäß gestellt, nur ein bestimmtes Stück weit auslaufen konnte wenn keine Luft in den Kolben nachströmen konnte auch wenn er den Kolben vom Tellerboden abhob, solange sich der Kolbenrand noch im Quecksilber befand. Hieraus schloss er, daß der umgebene Luftdruck das restliche Quecksilber im Kolben hielt. Auch stellte er über einige Zeit hinweg fest, daß die Höhe des Quecksilbers im Kolben langsam schwankte. Also änderte sich der umgebene Luftdruck. Das gleiche Verhalten zeigten auch alle anderen Flüssigkeiten. Sein Instrument nannte er Barometer.

Unter der Bezeichnung Luftdruck versteht man daher den Druck, den die atmosphärische Luft auf eine bestimmte Fläche ausübt. Unter normalen Bedingungen beträgt der Luftdruck in Meereshöhe  $1,036\text{kg/cm}^2$ . Am besten kann man sich dies verständlich machen, indem man sich einen Hohlkörper luftleer gepumpt vorstellt. Auf seine äußere Oberfläche wirkt unter diesen Umständen ein Druck von  $1,036\text{kg/cm}^2$ . Für die Maßeinheit  $\text{kg/cm}^2$  wurde zur Abkürzung die Bezeichnung "at" oder ausgeschrieben "Atmosphäre" eingeführt. Demnach beläuft sich der normale Luftdruck auf 1,036 at.

Das gängige Maß für die Messung des Luftdruckes ist der Stand der Quecksilbersäule im Barometer. Man entschied sich aus folgendem Grund für das Medium Quecksilber. Da das spezifische Gewicht des flüssigen Metalls Quecksilber 13,60kg/l oder  $13,60\text{kg/dm}^3$  beträgt, ergibt sich für eine Säule von  $1\text{cm}^2$  Querschnitt und einer Höhe von 762cm ein Gesamtgewicht von  $0,01 \cdot 7,62 \cdot 13,60 = 1,036\text{kg}$ , also genau dem Druck den die Luft bei einer at auf  $1\text{cm}^2$  einer beliebigen Fläche ausübt. Der Quecksilberstand liegt also bei 1at Umgebungsdruck bei 762mm. Nimmt der Luftdruck, der auf das Quecksilber einwirkt ab, so fällt dessen Stand in der Säule.

Da die Dichte der Luft von besonderer Bedeutung für das Fliegen ist, kommen wir hier nicht umhin die drei Hauptgesetze der Luftdichte für ruhige oder gleichmäßig bewegte Luft zu erwähnen.

1. In jeder Luftschicht ist die Dichte der Luft immer gleich groß, wobei dies nicht für Orte gelten muss die räumlich weit voneinander getrennt liegen.
2. Mit zunehmender Höhe der Luftschichten nimmt der Luftdruck nahezu gleichmäßig ab.
3. Die Abnahme der Luftdichte steht unmittelbar im Zusammenhang mit der jeweiligen Bodentemperatur und der Abnahme der Temperatur mit zunehmender Höhe.

Der Betrag, mit welchem die Temperatur bei zunehmender Höhe fällt wird "Temperaturgradient" genannt. Seine Größe liegt je 100m bei ca.  $0,5^\circ\text{C}$ , aber mit ziemlicher Sicherheit zwischen  $0^\circ\text{C}$  und  $1^\circ\text{C}$ .

Es sei hier noch bemerkt, daß die Abnahme der Luftdichte mit der Größe des Temperaturgradienten wächst, und auch umso stärker ist, je geringer die Bodentemperatur angenommen wird.

Natürlich bedingt ist der Quecksilberstand in der Säule am Boden nicht immer mit 762mm anzunehmen, er variiert von Zeit zu Zeit und von Ort zu Ort in doch beträchtlichem Maße. Allerdings ist der Einfluss des Barometerstandes am Boden von eher untergeordneter Bedeutung für die Abnahme der Luftdichte mit zunehmender Höhe.

Unter der Annahme, die Luft sei ein "ideales Gas" mit der Gaskonstanten  $R = 29,24$  (diese errechnet sich aus dem Quotienten des Drucks durch das Raumgewicht und der absoluten Temperatur) wurden theoretisch Tabellen errechnet, die den Luftdruck in mm Quecksilbersäule für verschiedene Bodentemperaturen und Temperaturgradienten angeben. Siehe Tabelle Nr.1.

Anhand dieser, wohlgerneht rein theoretischen Berechnungen, ist es möglich, die Abnahme des Luftdruckes durch Ablesung einer geeichten Barometerskala für die Messung der Flughöhe zu verwenden. Da der Luftdruck aber - wie oben bereits

erwähnt - von mehreren Bedingungen abhängt und doch sehr schwankt, beruht die Festlegung der barometrischen Höhenskala auf mehr oder weniger unsicheren Annahmen über den Temperaturgradienten, der Bodentemperatur usw. Daher können diese "Messungen lediglich als genügend genaue Schätzungen angesehen werden.

Die Dichte der Luft besitzt einen unmittelbaren Einfluss auf ihr spezifisches Gewicht. Man spricht hierbei auch vom Raumgewicht der Luft. Hierunter verstehen wir das Gewicht einer definierten Raumeinheit des Gases "Luft". In der Regel ist die Raumeinheit des Raumgewichtes, in welcher gemessen wird  $m^3$  und die dazugehörige Gewichtseinheit kg. Als gängige Bezeichnung für das Raumgewicht eines Stoffes einigte man sich auf den griechischen Buchstaben  $\delta$  (Gamma).

**Tabelle Nr.1**

Luftdruck in mm Quecksilbersäule für Höhen von 0 bis 8000m bei verschiedenen Bodentemperaturen und Temperaturgradienten

Höhe in Meter	Bodentemperatur 0°C			Bodentemperatur 10°C			Bodentemperatur 20°C		
	Temperaturabfall auf 100m:			Temperaturabfall auf 100m:			Temperaturabfall auf 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	387	378	364	348
7000	317	298	277	327	309	288	337	319	300
8000	280	258	233	290	269	245	300	279	256

Das spezifische Gewicht der Luft beträgt bei einer Umgebungstemperatur von 10°C und einem Barometerstand von 762mm genau  $1,252 \text{ kg/m}^3$ . Das Raumgewicht der Luft ist in unmittelbarer Abhängigkeit mit der Temperatur und dem Luftdruck zu sehen.

A.) Änderung des Luftdruckes

Wenn sich der Luftdruck ändert, so verändert sich auch proportional hierzu das Raumgewicht der Luft. Ist also unter den eben genannten Bedingungen das Raumgewicht der Luft gleich  $1,252 \text{ kg/m}^3$  so sinkt das Raumgewicht der Luft, sobald der Druck fällt. Wie groß ist also das Raumgewicht der Luft bei einer Temperatur von 10°C und einem Luftdruck von 567mm Quecksilbersäule? Dies lässt sich einfach

berechnen. Man muss lediglich 1,252 mit dem Verhältnis 567:762 multiplizieren. Man setzt also  $1,252 \cdot 567 : 762 = 0,932 \text{ kg/m}^3$ . Aus dem hier gesagten können wir auch eine erste Formel zur Berechnung des Raumgewichtes der Luft ableiten, indem wir für Millimeterstand Quecksilbersäule die Variable  $b$  verwenden. Damit haben wir folgende Gleichung:

$$\hat{\sigma} = \hat{\sigma}_1 \cdot (b : 762)$$

Hierbei bezeichnet  $\hat{\sigma}_1$  das spezifische Gewicht der Luft bei 10°C und 762mm Quecksilbersäule.

#### B.) Änderung der Temperatur

Sobald sich die Temperatur ändert, ändert sich zwangsläufig auch das Raumgewicht eines jeden Stoffes, auch der Luft. Dies können wir darauf zurückführen, daß mit zunehmender Temperatur durch die zunehmende Schwingung der Einzelatome eine Ausdehnung erfolgt und somit weniger des Stoffes in die festgelegte Raumeinheit  $\text{m}^3$  passt. Der sogenannte Ausdehnungskoeffizient der Luft für 0°C liegt bei  $1/273$ . Demzufolge vergrößert sich ein x-beliebiges Luftvolumen bei der Erwärmung von 0°C auf 1°C um ein 273stel.

Bei 10°C beträgt das Raumgewicht der Luft  $\hat{\sigma}_1$  wie verändert sich das Raumgewicht beim gleichen Barometerstand und einer Temperaturzunahme auf 20°C? Eine Luftmenge, die bei 0°C das Volumen  $1\text{m}^3$  besitzt, hat bei 10°C einen Rauminhalt von  $1 + 10/273 = 283/273 \text{ m}^3$  und bei 20°C entsprechend  $1 + 20/273 = 293/273 \text{ m}^3$ . Im gleichen Maße der Vergrößerung des Volumens der Luft verringert sich das Raumgewicht der selben. Beträgt es also bei 10°C  $\hat{\sigma}_1$ , so ist es für 20°C:

$$\hat{\sigma} = \hat{\sigma}_1 \cdot (283 : 273) = 0,966 \hat{\sigma}_1$$

allgemein für die Temperatur wäre dies:

$$\hat{\sigma} = \hat{\sigma}_1 \cdot (283 : (273+t))$$

Die beiden eben aufgeführten Gesetzmäßigkeiten lassen sich auch kurzerhand in einer Formel zusammenfassen:

$$\hat{\sigma} = \hat{\sigma}_1 \cdot (b : 762) \cdot (283 : (273+t))$$

Unter Herbeiziehung der in Tabelle Nr.1 gegebenen Werte lässt sich das Raumgewicht der Luft für jede beliebige Höhe und der einzelnen Temperaturgradienten und Bodentemperaturen das jeweilige Raumgewicht der Luft mit dieser Formel berechnen.

Man darf aber nicht aus dem Auge verlieren, daß die Daten der Tabelle Nr.1 lediglich theoretisch berechnet wurden und daher, wie gesagt, nicht zwangsläufig 100%ig richtig sein müssen. Für den Temperaturgradienten 0,5°C je 100m Höhenzunahme sind die Ergebnisse in der Tabelle Nr.2 wiedergegeben.

Unter der Dichte der Luft versteht man den Quotienten des Raumgewichtes durch die Erdbeschleunigung  $g = 9,81\text{m/Sek}^2$ . Unter der Voraussetzung, daß die Temperatur 10°C und der Barometerstand 762mm betragen, ist die Dichte der Luft:  $\delta_0:g = 1,252 : 9,81 = 0,128$ , also 1/8. Der Wert 1/8 ist der Mittelwert für die Dichte der Luft am Boden. In größeren Höhen nimmt die Dichte der Luft bis auf über die Hälfte ab. Für den Quotienten  $\delta:g$  wird in den folgenden Berechnungen der Buchstabe  $m$  gesetzt werden. Für die Fluglehre und ihre Berechnungen ist die Veränderlichkeit der Dichtezusammensetzung der Luft stets von überragender Bedeutung.

**Tabelle Nr.2**

Raumgewicht  $\delta$  in  $\text{kg/m}^3$  und die Dichte  $m = \delta:g$  für Höhen bis 8000m bei einem Bodendruck von 762mm Quecksilbersäule und einem Temperaturgradienten von 0,5°C je 100m

Höhe in Meter	Bodentemperatur 0°C			Bodentemperatur 10°C			Bodentemperatur 20°C		
	Temperatur	$\tau$	$\tau:g=m$	Temperatur	$\tau$	$\tau:g=m$	Temperatur	$\tau$	$\tau:g=m$
0	0°C	1,298	0,132	10°C	1,252	0,128	20°C	1,210	0,123
1000	-5°C	1,165	0,119	5°C	1,129	0,115	15°C	1,094	0,112
2000	-10°C	1,044	0,106	0°C	1,015	0,104	10°C	0,988	0,101
3000	-15°C	0,933	0,095	-5°C	0,911	0,093	5°C	0,890	0,091
4000	-20°C	0,833	0,085	-10°C	0,816	0,083	0°C	0,800	0,082
5000	-25°C	0,741	0,076	-15°C	0,730	0,074	-5°C	0,719	0,073
6000	-30°C	0,658	0,067	-20°C	0,651	0,066	-10°C	0,644	0,066
7000	-35°C	0,583	0,059	-25°C	0,579	0,059	-15°C	0,575	0,059
8000	-40°C	0,515	0,053	-30°C	0,514	0,052	-20°C	0,513	0,052

Bezogen auf eine Bodentemperatur von 10°C und einem Temperaturgradienten von 0,5° je 100m Höhenzuwachs lassen sich für Höhen bis 8000m folgende Durchschnittswerte als Richtlinien darstellen:

Höhe	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000
Dichte in %	90	81	73	65	58	52	46	41

## 1.2. Der Staudruck

Die in Abschnitt I aufgeführten Gesetzmäßigkeiten für die Veränderlichkeit des Luftdruckes in unterschiedlichen Höhen, gelten sowohl für ruhende als auch für gleichförmig bewegte Luft. Für unsere Arbeit hier kommen andere als gleichförmige Bewegungen der Luft auch nicht in Betracht. Allerdings sollte hier erwähnt werden, daß es auch ungleichförmige Bewegungen gibt, die natürlich auch Einfluss auf die aerodynamischen Eigenschaften eines Körpers nehmen. Man spricht hierbei auch von Turbulenzen. Diese ungleichförmigen Bewegungen der Luft treten in der unmittelbaren Nähe von Körpern auf, welche durch die Luft bewegt werden. Dies lässt sich dadurch erklären, daß die, den Körper umstreichenden Luftteilchen, in der vollen Geschwindigkeit der Oberfläche des Körpers folgen, oder ihm ausweichen müssen. Diese Folgebewegung verliert sich bei weiter entfernt liegenden Luftteilchen, was zur Folge hat, daß durch die Reibung der einzelnen Atome Verwirbelungen entstehen.

Hand in Hand mit dieser ungleichmäßigen Geschwindigkeits-Verteilung unterschiedlich vom Körper entfernter Luftteilchen geht eine Veränderung des Luftdrucks. Den Zusammenhang zwischen diesen Druck- und Geschwindigkeitsdifferenzen gestaltet ein Grundgesetz der Mechanik:

$$\mathbf{Kraft = Masse \cdot Beschleunigung.}$$

Wie dies genau zusammenhängt, möchten wir uns im nachstehenden genauer anschauen.

Denkt man sich beispielsweise einen gerade verlaufenden Luftfaden mehrerer aufeinander folgender Luftteilchen, welcher mit einer gleichmäßigen Beschleunigung die Strecke  $AB = l$  durchläuft, so kann man die Kraft, die Masse und die Beschleunigung der Luftteilchen berechnen.

Der Druck in Punkt  $A$  sei  $p_1$ , der in  $B$  sei  $p_2$ . Die Geschwindigkeit der Luftteilchen in  $A$  sei  $v_1$  und in  $B$  sei sie  $v_2$ . Den mittleren Querschnitt des Luftfadens bezeichnen wir als  $f$ .

Die Kraft  $p_1 \cdot f$  wirkt hier nun in Bewegungsrichtung und die Kraft  $p_2 \cdot f$  wirkt entgegen der Bewegungsrichtung. Daraus folgt, daß die **Kraft** der betrachteten Luftteilchen aus  $(p_1 - p_2) \cdot f$  zu berechnen ist.

Die **Masse** der Luftteilchen des Luftfadens lässt sich aus  $m \cdot f \cdot l$  ableiten.  $m$  darun, weil dies die Luftdichte der Raumeinheit bezeichnet.

Als **Beschleunigung** bezeichnen wir die Zunahme der Geschwindigkeit in der Zeiteinheit. Setzen wir nun die mittlere Geschwindigkeit gleich  $(v_1 + v_2):2$ , so resultiert daraus die Zeit aus dem Quotienten Weg/Geschwindigkeit  $= l:([v_1 + v_2]:2) = 2l:(v_1 + v_2)$  und die Beschleunigung demzufolge:

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

Multiplizieren wir diesen Ausdruck mit der Masse des Luftfadens  $m \cdot f \cdot l$ , so erhalten wir nun die Form  $m \cdot f \cdot ([v_2^2 - v_1^2] : 2)$ . Wenn wir dieses Produkt aus Masse-Beschleunigung der resultierenden Kraft  $(p_1 - p_2) \cdot f$  gleichsetzen, dann fällt die Querschnittsfläche  $f$  des Luftfadens aus der Gleichung heraus und wir haben:

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

Aus der Ableitung dieser Formel sehen wir, daß der Druckunterschied zwischen zwei Punkten gleich der Differenz der Produkte aus Dichte und halbem Geschwindigkeits-Quadrat ist. Anhand dieser Gesetzmäßigkeit kann, durch ein sogenanntes Staugerät, auch die Geschwindigkeit relativ zur "ruhenden" Luft gemessen werden. Hierbei wird die Druckkraft der einfallenden Luft gegenüber dem herrschenden Umgebungsdruck gemessen. Aus:

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

läßt sich nun die gesuchte Geschwindigkeit  $v_1$  berechnen. Diese Gleichung trifft unter der Bedingung zu, daß zuvor für  $v_2 = 0$  gesetzt wurde, also die Luft in Punkt B ruht.

Für das in der Aerodynamik sehr häufig auftretende Produkt aus der Luftdichte und dem halben Geschwindigkeits-Quadrat hat man schon bald eine eigene Bezeichnung eingeführt. Man nennt es den Staudruck und kürzt es in Rechnungen mit dem Buchstaben  $q$  ab. Also gilt stets:

$$q = m \cdot (v^2 : 2).$$

Da  $m$  die Masse der Raumeinheit ist, kann man den Staudruck auch als die "lebendige" Kraft der Raumeinheit Luft bezeichnen. Genau wie den Luftdruck, so wird auch der Staudruck in kg/Flächeneinheit gemessen, also dementsprechend  $\text{kg/m}^2$ .

Als zusätzliche Anmerkung sei hier vielleicht noch gesagt, daß beispielsweise der Staudruck  $q$  bei einer Geschwindigkeit von 40 m/Sek. (144 km/Std.) und einer normalen Luftdichte von  $1/8$ ,  $(1 : 8) \cdot (1600 : 2) = 100 \text{kg/m}^2$  beträgt.

Der Staudruck kann auch erfassbar durch eine anschauliche Überlegung erklärt werden. Man stelle sich nur einen Körper vor, der durch die Luft bewegt wird. An seiner Vorderseite wird es einen Punkt geben, an dem die Geschwindigkeit der Luftteilchen bei 0 liegt und diese sich teilen, und den Körper umlaufen. Der, in diesem

Punkte entstehende Überdruck, ist der zur Geschwindigkeit des Körpers gehörende Staudruck  $q$ .

Man kann nun auch in die Formel für die Druckdifferenz  $p_1 - p_2$  die Bezeichnung  $q$  des Staudrucks einführen und erhält so die Gleichung:

$$p_1 - p_2 = q_1 - q_2$$

oder

$$p_1 + q_1 = p_2 + q_2$$

Das bedeutet wiederum, daß die Summe von Luftdruck und Staudruck an jeder x-beliebigen Stelle des vorher gedachten Luftfadens gleich ist. Generell kann man von einer Konstanten als Summe von Staudruck und Luftdruck sprechen, denn:

**Je größer an irgendeiner Stelle die Geschwindigkeit und damit der Staudruck, umso geringer fällt der Luftdruck aus und genauso umgekehrt.**

(Dies ist auch der Grund für die Bildung eines Unterdrucks an der Oberseite der gewölbten Tragfläche und eines Überdrucks an ihrer Unterseite.)

### 1.3. Der Luftwiderstand

Sobald ein Körper durch die Luft bewegt wird, kann jeder selbst leicht feststellen, daß eine Kraft spürbar wird, die entgegen der Bewegungsrichtung gerichtet ist. Diese Erscheinung läßt sich sehr einfach erklären.

Auf der, in die Bewegungsrichtung weisende, Oberfläche entsteht eine Stauung der, den Körper umströmenden, Luftteilchen und dadurch eine Vergrößerung des Staudruckes, also ein Überdruck. Auf der Rückseite des Körpers bildet sich ein Unterdruck.

Aus diesen beiden unterschiedlichen Größen resultiert eine Kraft entgegengesetzt zur Bewegungsrichtung, der sogenannte "Luftwiderstand". Der Luftwiderstand wird mit dem Buchstaben " $W$ " bezeichnet und ebenfalls in  $\text{kg/m}^2$  gemessen.

Für die Berechnung des Luftwiderstandes  $W$ , der auf eine bewegte Fläche wirkt, kommt folgende Rechenformel zur Anwendung:

$$a.) W = z \cdot m \cdot F \cdot v^2$$

In dieser Rechnung stehen die jeweiligen Buchstaben für die folgenden Gegebenheiten:

$W$  = Luftwiderstand in  $\text{kg/m}^2$ ,

$z$  = Widerstandsbeiwert (sog. unbenannte Zahl od. Koeffizient),

$m$  = mittlerer Wert der Luftdichte (normal 1/8),

$F$  = Ansichtsfläche des Körpers,

$v^2$  = Geschwindigkeit im Quadrat.

Im nachfolgenden möchten wir die einzelnen Bestandteile dieser Formel besprechen und ihre Auswirkungen erläutern.

Der Widerstandsbeiwert  $z$

Der Widerstandsbeiwert  $z$  ist eine unbenannte Größe des Luftwiderstandes, welche nur abhängig ist von der Gestalt des Körpers, der durch die Luft bewegt wird. Also von seiner Querschnittsform und der Beschaffenheit seiner Oberfläche.

Für ihn stellt sich die Frage, inwieweit er in Abhängigkeit von Luftdichte, der Ansichtsfläche des Körpers und der Geschwindigkeit der umstreichenden Luftteilchen zu betrachten ist.

Änderung der Luftdichte

Der Widerstandsbeiwert ändert sich nicht, wenn sich nur die Dichte der Luft ändert und sonst alle anderen Werte gleich bleiben.

Änderung der Ansichtsfläche

Bleibt die Gestalt des Körpers erhalten und wird seine Größe verkleinert, so bleibt der Wert  $z$  davon unberührt, wenn die Geschwindigkeit im umgekehrten Verhältnis zur Verkleinerung des Körpers steigt (Ähnlichkeitsregel). Um diesen Umstand zu verdeutlichen kann man sich eines einfachen Beispielles bedienen. Nimmt man eine Kugel von 10cm Durchmesser und bewegt sie mit einer definierten Geschwindigkeit durch die Luft, so besitzt diese einen bestimmten Widerstandsbeiwert. Wenn man nun diese Kugel halb so groß macht, also 5cm im Durchmesser, so besitzt sie den gleichen

Widerstandsbeiwert wie die große Kugel wenn die Geschwindigkeit im umgekehrten Verhältnis vergrößert wird, also doppelt so hoch ist.

Wenn sich allerdings die Oberflächenstruktur des Körpers bei dessen Verkleinerung nicht ändert, so fallen die Beiwerte kleiner Modelle stets etwas ungünstiger aus als bei den wirklichen Flächen, da eine raue Oberfläche bei größeren Körpern natürlich weniger ins Gewicht fällt als bei den verkleinerten.

### Änderung der Geschwindigkeit

Wird nur die Geschwindigkeit verändert, mit welcher sich der Körper durch die Luft bewegt, so verändert sich  $z$  dahingehend, daß, nimmt die Geschwindigkeit von Null an allmählich zu, er sich zunächst vermindert, dann wieder zunimmt, um erst langsam, dann schnell wieder abzunehmen und bald eine annähernd konstante Größe annimmt, die er bis etwa 100m/Sek. in etwa beibehält und die erst danach bis ca. 300m/Sek. wieder merklich anwächst. Vergl. Punkt 1.5.. Luftwiderstand und andere Luftkräfte.

### Die mittlere Luftdichte $m$

Es dürfte jedem Klar sein, daß die jeweils herrschende Luftdichte auch ihren Einfluss auf die Größe des Luftwiderstandes besitzt. Je größer die Dichte der Luft, umso höher der Widerstand, den sie einem Körper entgegenbringt, der durch sie bewegt wird. Dieser Wert, ist, wie bereits ausgeführt, sowohl unmittelbar von der Querschnittsform des Körpers als auch von dessen Geschwindigkeit abhängig.

Die Widerstandsformel unter a.) hat nur eingeschränkte Gültigkeit, da sie voraussetzt, daß der Koeffizient  $z$  eines Körpers eine konstante Größe besitzt. Aus dem eben gesagten können wir ersehen, daß dies keineswegs so ist. Ist  $z$  nicht konstant, sondern wächst beispielsweise proportional zur Geschwindigkeit an, so folgt daraus, daß  $W$  nicht mit dem Quadrat der Geschwindigkeit, sondern mit deren dritten Potenz ansteigt.

Da der Widerstandsbeiwert  $z$  aber in den Geschwindigkeitsbereichen zwischen 20 m/Sek. (72 km/Std.) bis 100 m/Sek. (360 km/Std.) annähernd konstant bleibt, läßt sich die Formel a.) in der Fluglehre sehr oft praktisch anwenden. Geschwindigkeitsbereiche darüber kommen sowieso nur für die moderne Fluglehre oder die Ballistik in Betracht.

### Die Widerstandszahl $C$

Anstelle des Widerstandsbeiwertes  $z$  wird of auch die sogenannte Widerstandszahl  $C$  für Berechnungsformeln verwendet. Was die Widerstandszahl  $C$  ist, welche Vorteile sie uns bringt und wie sie eingesetzt wird, wollen wir uns nun verdeutlichen.

Wenn wir also in unsere Formel a.) den, in Abschnitt 2 besprochenen, Staudruck  $q$  mit einsetzen möchten, so können wir die Formel a.) folgendermaßen umstellen:  $W = 2z \cdot q \cdot F$ . Oder wir schreiben:

$$\text{b.) } W = C \cdot (q:100) \cdot F.$$

Hierbei bedeutet der Großbuchstabe  $C$  nun nichts anderes als  $200z$ . Man verwendet Formel b.) anstelle von a.) aus zwei Gründen.

Zum Einen, da wir gesehen haben (Abschnitt 2. Staudruck), daß bei Versuchen nie die Geschwindigkeit  $v$  gemessen wird, sondern lediglich der Staudruck  $q$ . Will man also nun die Geschwindigkeit  $v$  haben, so muss man zunächst die Luftdichte  $m$  ermitteln, um daraufhin aus  $m$  und  $q$  die gewünschte Geschwindigkeit  $v$  zu berechnen. Wurde nun aber ein Versuch nur angestellt, um die Größe des Widerstandsbeiwertes  $z$ , oder was das Selbe ist, die Widerstandszahl  $C=200z$ , zu ermitteln, so ist es überflüssig erst  $v$  zu berechnen. Es genügt nämlich, den während des Versuchs gemessenen Widerstand durch die Ansichtsfläche des Körpers und den 100sten Teil des Staudrucks zu dividieren. Nach der Formel b.) ist nun der Quotient gleich der gesuchten Größe von  $C$ .

Zum anderen kann der Widerstandszahl  $C$  auch eine plastische Bedeutung verliehen werden. In Abschnitt 2. haben wir als Anmerkung mit eingefügt, daß bei  $1/8$  Luftdichte der Staudruck  $q$  für die Geschwindigkeit  $40$  m/Sek. genau den Wert  $100$  besitzt. Demnach ist die Widerstandszahl  $C$  der auf die Flächeneinheit entfallende Luftwiderstand bei der Geschwindigkeit  $40$  m/Sek. =  $144$  km/Std. und normaler Luftdichte. Im allgemeinen gibt  $C$  die Größe des Luftwiderstandes je Flächeneinheit in Prozent des Staudrucks an. Zum Beispiel:  $z = 0,3$ ,  $C = 60$  bedeutet, der Luftwiderstand des Körpers bei  $m = 1/8$  und  $v = 40$  m/Sek. beträgt  $60\%$  des Staudrucks. Man kann nun aus dem Gesagten auch ableiten, daß sowohl  $C$ , wie auch  $z$ , dimensionslose Größen sind, also unabhängig von der gewählten Maßeinheit in der gemessen wird, stets gleich bleiben. Daher werden sie auch als unbenannte Größen bezeichnet. In den weitaus meisten Fällen mit denen wir hier zu tun bekommen werden, liegt  $C$  unter  $100$ .

### Die schädliche Fläche eines Körpers

Der Begriff der schädlichen Flächen soll eine größere Anschaulichkeit des Luftwiderstandes der verschiedenen Körper an sich bewerkstelligen.

Ein stromlinienförmig gestalteter, oder verkleideter Körper, besitzt natürlich einen wesentlich günstigeren Widerstandsbeiwert  $z$  als eine ebene Platte, welche durch die Luft bewegt wird. Man kann allerdings für jeden Körper die Größe der Fläche berechnen, die den selben Luftwiderstand besitzt den eine senkrecht zu ihrer Ebene durch die Luft bewegte Platte besitzen würde. Für eine solche Scheibe, vorausgesetzt ihre Form weicht nicht erheblich von der eines Kreises oder Quadrates ab, beträgt der Wert  $z$  eine Größe zwischen  $0,6$  und  $0,7$ , also im Mittel  $0,65$ . Der tatsächliche Luftwiderstand eines jeden Körpers kann nun auf den einer solchen Platte

zurückgeführt werden. Zu seiner Bestimmung führt man in die Widerstandsformel a.) anstatt der Ansichtsfläche des Körpers mit dem Beiwert  $z$  eine gedachte Fläche mit dem Beiwert 0,65 ein. Nennen wir  $f$  die Größe der schädlichen Flächen, so gilt  $0,65 f = z \cdot F$  oder  $f = (z \cdot F):0,65$ .

**Beispiel:** Ein zylindrischer Stab mit dem Durchmesser 2cm und der Länge 1m besitzt eine tatsächliche Ansichtsfläche von  $0,02 \cdot 1,0 = 0,02 \text{ m}^2$  und einen Beiwert von  $z = 0,5$ . Wie groß ist in diesem Fall seine schädliche Fläche? Man setzt also:

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

Die Widerstandsformel a.) kann nun also erneut umgeformt werden und lautet nun unter Berücksichtigung der schädlichen Fläche  $f$ :

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

Wenn wir jetzt die mittlere Luftdichte  $m = 1/8$  mit in diese Formel einbeziehen, so bekommen wir:

$$\text{c.) } W = 0,08 \cdot f \cdot v^2.$$

Um die schädliche Fläche  $f$  eines Körpers zu finden, ist es unbedingt erforderlich, den Beiwert  $z$  zu kennen.

#### 1.4. Der Luftwiderstand verschiedener Körperformen

Unterschiedlich gestaltete Körper besitzen unterschiedliche Luftwiderstandsbeiwerte. Wie immens groß die Bedeutung der aerodynamischen Güte einzelner Körperformen für die Fluglehre ist, läßt sich am aller besten anhand eines einfachen Beispiels darlegen.

Hier vergleichen wir nun die Eigenschaften von zylindrischen Flügelstielen mit denen von aerodynamisch besseren Stielen von tropfenförmigem Querschnitt.

Für dieses Fallbeispiel bedienen wir uns eines zweistieligen Doppeldeckers. Dieses Flugzeug besitzt zwischen seinen beiden Tragdecken insgesamt 8 gleiche Stiele. Diese Stiele stellen wir uns vor mit einer Länge von 1,5m und einer Stärke von 5cm. Damit ist die Ansichtsfläche eines jeden dieser Stiele  $1,5 \cdot 0,05 = 0,075 \text{ m}^2$ . Die Geschwindigkeit des Flugzeugs wollen wir mit 40 m/Sek. (144 km/Std.) annehmen.

##### A.) Eigenschaften von zylindrischen Stielen

Für lange Kreiszyylinder wurde in umfangreichen Versuchsreihen (Eiffel, Prandtl) der Widerstandsbeiwert  $z = 0,5$ , und die Widerstandszahl  $C = 100$  bestimmt. Der Luft-

widerstand eines unserer gedachten Stiele läßt sich also nach der Formel a.) folgendermaßen berechnen:  $W = 0,5 \cdot 1/8 \cdot 0,075 \cdot 40 \cdot 40 = 7,5\text{kg}$ . Für alle 8 Stiele bedeutet dies zusammengenommen  $W = 8 \cdot 7,5 = 60\text{kg}$ .

Man kann nun noch ganz simpel berechnen, wie viel PS der Motorleistung notwendig sind um diesen Widerstand bei  $v = 40\text{m/Sek.}$  zu überwinden. Die Leistung beträgt  $60\text{kg} \cdot 40\text{m/Sek.} = 2400\text{kgm/Sek.}$  Wir wissen, daß  $1\text{PS} = 75\text{kgm/Sek.}$  Damit ist die notwendige Propellerleistung zur Überwindung des Widerstandes gleich  $2400 : 75 = 32\text{PS}$ . Da aber rund 30% der Motorleistung im Propeller verloren gehen und darum nur 70% der Motorleistung zur Verfügung stehen, beträgt die notwendige Motorleistung zur Überwindung dieses Widerstandes  $32 \cdot 0,7 = 45,7\text{PS}$ . Welchen Einfluss dies auf die Leistungsfähigkeit des Flugzeuges ausüben würde ist klar. So macht das wenig, wenn überhaupt keinen Sinn.

### B.) Eigenschaften von tropfenförmigen Stielen

Die aerodynamisch günstigste Form für den Querschnitt eines Stiels liegt bei einem Verhältnis Länge : Breite von zwischen 3:1 und 2:1. Die in den Fokker Flugzeugwerken G.m.b.H. für die Produktion der Spannturm- und Fahrwerkstreben des Fokker Dr.I verwendeten Stahlrohrstreben hatten ein Längen - Breiten Verhältnis von  $54\text{ mm} : 22\text{mm} = 2,45:1$ . Mit diesen wollen wir auch unsere Beispielrechnung durchführen. Auch mit Stielen von tropfenförmigen Querschnitt wurden Versuchsreihen durchgeführt. Für die Verhältnisse 2:1 wurden Beiwerte von  $z = 0,05$  bis  $z = 0,08$  ermittelt, also im Mittel gilt  $z = 0,065$ . Da unsere Stiele nicht das Verhältnis 2:1, sondern das etwas günstigere Verhältnis von 2,45:1 haben, können wir  $z$  wohl bei 0,5 wägen und auch damit rechnen.

Nehmen wir also wieder unseren zweistieligen Doppeldecker und ersetzen die zylindrischen Stiele durch die neuen mit Tropfenform. Da die Beiwerte der Körper 10 mal kleiner liegen als die der kreisrunden, können wir uns ein erneutes Rechnen sparen und davon ausgehen, daß auch das Endergebnis 10 mal geringer ist als im vorigen Fall. Damit liegt nun auch der erforderliche Leistungsaufwand nicht mehr bei 45,7PS sondern nur mehr bei 4,57PS und bleibt damit gut innerhalb der Grenzen des Vertretbaren.

Anhand dieses Beispiels kann jeder nachvollziehen, wie wichtig es ist schon bei der Konzeption eines Flugzeuges darauf zu achten, daß alle verwendeten außen liegenden Oberflächen, die dem Luftstrom ausgesetzt sind, möglichst günstig geformt sind, um die Leistungsfähigkeit des Flugzeuges selbst zu optimieren, da ansonsten viel der zur Verfügung stehenden Motorleistung verschenkt wird.

Mit Hilfe der oben gemachten Angaben über die Querschnitte der Stahlrohre beim Fokker Dr.I kann man jetzt den Luftwiderstand der Streben von Spanntürmen und Fahrwerk bei verschiedenen Geschwindigkeiten berechnen.

Spannturm:

Jeder Spannturm des Dreideckers besteht aus zwei Streben tropfenförmigen Stahlrohres. Sie verlaufen von der Oberkante des oberen Rumpfgurtes bis knapp unter die Unterseite des Oberflügels. Das Entspricht einer Konstruktionshöhe von ca. 870mm. Zusätzlich sind die Spanntürme oben um 450mm nach außen versetzt, so daß hieraus die Strebenlänge zu  $870\text{mm} + 450\text{mm} = 1320\text{mm}$  berechnet werden kann. Die Länge der Strebe, die dem Luftstrom ausgesetzt ist, beträgt demnach 978mm. Ihre Ansichtsfläche ist  $0,022 \cdot 0,978 = 0,0215\text{m}^2$ . Die Gesamtansichtsfläche der Streben ist also  $4 \cdot 0,0215 = 0,086\text{m}^2$ .

Die schädliche Fläche der Spannturmstreben berechnet sich zu:  $f = (0,05 \cdot 0,086) : 0,65 = 0,0066\text{m}^2$ . Nach der Widerstandsformel c.) ergibt sich hieraus nun der, bei  $v = 40\text{m/Sek.}$ , zu überwindende Luftwiderstand zu:

$$W = 0,08 \cdot 0,0066 \cdot 40 \cdot 40 = \underline{0,845\text{kg.}}$$

Also gilt es einen Widerstand von 845g der Spannturmstreben zu überwinden. Die erforderliche Motorleistung berechnen wir wie in unserem Beispiel.

Leistung:  $0,845 \cdot 40 = 33,79 \text{ kgm/Sek.}$

erforderliche Propellerleistung:

$$33,79 : 75 = 0,45 \text{ PS}$$

erforderliche Motorleistung:

$$0,45 : 0,7 = \underline{0,644 \text{ PS}}$$

Fahrwerk:

Die Streben des Fahrwerks verlaufen von der Unterkante der unteren Rumpfgurte bis zu den Fahrgestellknien. Da der untere Teil der Rohre durch die Achsverkleidung verdeckt ist, ergibt sich hieraus eine Konstruktionshöhe von 750mm. Auch hier sind die Streben nach außen versetzt. In diesem Fall um 220mm. Die Länge der Strebe im Wind also mithin  $750\text{mm} + 220\text{mm} = 970\text{mm}$ .

Die schädliche Fläche für eine Strebe:

$$f = (0,05 \cdot 0,017) : 0,65 = 0,00132m^2.$$

Für alle 4 Fahrwerksbeine  $0,00132 \cdot 4 = 0,00529m^2$ . Luftwiderstand bei 40m/Sek.:

$$W = 0,08 \cdot 0,00529 \cdot 40 \cdot 40 = \underline{0,677kg}.$$

Leistung:

$$0,677 \cdot 40 = 27,08kgm/Sek.$$

Propellerleistung:

$$27,08 : 75 = 0,36PS.$$

Motorleistung:

$$0,36 : 0,7 = \underline{0,514PS}.$$

Diese beiden kurzen Beispielrechnungen seien hier nur eingefügt, um das bisher gesagte noch einmal kurz zu rekapitulieren. Dass es sich bei den Ergebnissen nur um relativ "genaue" Näherungswerte handelt werden wir später noch genauer kennen lernen. Es sei aber vorab schon erwähnt, daß die beiden Modellrechnungen in zwei Punkten ungenau sind.

Einmal wird völlig außer Acht gelassen, daß die Streben nicht senkrecht zur Längsachse des Flugzeugs stehen, sondern vielmehr die vorderen Strebenpaare nach hinten und die hinteren nach vorne geneigt im Luftstrom liegen. Im Anschluss werden wir besprechen, inwieweit dies den Beiwert  $z$  der Rohre beeinflusst.

Zum zweiten, wurden sowohl die Beschläge, wie auch die Befestigungspunkte der Rohre und damit ihr störender Einfluss auf die Strömung der Luft, völlig vernachlässigt.

Die wichtigsten Körperformen deren Widerstandsbeiwerte für uns noch von großem Interesse sind, werden in der unten stehenden Tabelle Nr.3 wiedergegeben. Alle Beiwerte  $z$  wurden in den frühen Versuchsanstalten Frankreichs, Englands und Deutschlands festgestellt. In Deutschland war es vor allem Herr Prandtl, der in den Göttinger Windtunneln groß angelegte Versuchsreihen zur Feststellung der Beiwerte und aerodynamischer Gesetzmäßigkeiten durchführte.

Allgemein geltend kann gesagt werden, daß die strömungsmechanisch günstigsten Formen diejenigen sind, welche es den Luftteilchen ermöglichen möglichst lange und ohne Strömungsabriss an der Oberfläche des Körpers anzuliegen. Hierbei ist für die

Gestaltung des Körpers der Rückwärtige Teil der wichtigste, da hier günstige Abflussverhältnisse für die Luft vorhanden sein müssen. Die Formgebung des Körpervorderteils ist von geringerer Bedeutung. Vorwiegend kommt es darauf an, daß sich die einzelnen Luftfäden nicht hinter dem größten Körperquerschnitt von der Oberfläche ablösen. Hierdurch würde ein Totraum entstehen, in dessen Bereich ein geringerer Druck und Verwirbelungen auftreten (Vergl. Abbildung 1)

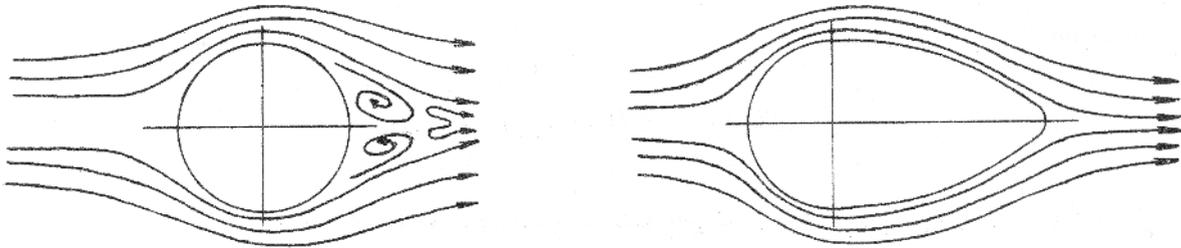


Abb.1 Unterschiedliche Strömungsverhältnisse

Tabelle Nr.3

Wichtige Körperformen und ihre Widerstandsbeiwerte z und die dazugehörigen Widerstandszahlen C

Körperbeschreibung	Beiwert z	Widerstandszahl C
Ebene dünne Platte mit etwa gleicher Längen und Breiten-Abmessungen senkrecht bewegt	0,60 - 0,70	120 - 140
Langer Kreiszyylinder senkrecht zur Achse bewegt	0,40 - 0,50	80 - 100
Langer Kreiszyylinder in Richtung der Achse bewegt	0,48 - 0,54	96 - 108
Tropfenförmiges Rohr im Verhältnis 2:1 senkrecht bewegt	0,04 - 0,08	10 - 16
Kugel	0,10 - 0,12	20 - 24
Kabel, Seile und dünne Rohre	0,60	120
Flugzeugräder, verschalt: unverschalt:	0,25 - 0,30 0,50 - 0,60	50 - 60 100- 120
Rumpf eines Jagdeinsitzers je nach Ausführung	0,05 - 0,30	10- 60

Ist der Widerstandsbeiwert  $z$  eines Körpers bekannt, so läßt sich ohne weiteres auch jederzeit dessen schädliche Fläche berechnen. Das Verhältnis in welchem die schädliche Fläche  $f$  zur Ansichtsfläche  $F$  steht ist immer das selbe, nämlich  $z:0,65$ . Für einen Körper mit  $z = 0,5$  (Kreisrohr) gilt also  $f = 0,5:0,65 = 0,77 F$ . Das bedeutet also, das 77% der Ansichtsfläche des Rohres dessen schädliche Fläche bilden.

Das können wir an dieser Stelle für die, in der obigen Tabelle Nr.3 aufgeführten Körper tun.

Für die ebene Platte ergibt die Ausrechnung:

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

für das tropfenförmige Rohr:

$$z = 0,04 \text{ bis } 0,08 \text{ ist } f = 0,062 F \text{ bis } 0,12 F$$

für den waagerechten Kreiszyylinder:

$$z = 0,48 \text{ bis } 0,54 \text{ ist } f = 0,74 F \text{ bis } 0,83 F:$$

für die Kugel:

$$z = 0,10 \text{ bis } 0,12 \text{ ist } f = 0,15 F \text{ bis } 0,18 F$$

für Kabel und dünne Rohre:

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

für verschalte Flugzeugräder:

$$z = 0,25 \text{ bis } 0,30 \text{ ist } f = 0,38 F \text{ bis } 0,46 F$$

für unverschalte Flugzeugräder:

$$z = 0,50 \text{ bis } 0,60 \text{ ist } f = 0,77 F \text{ bis } 0,92 F$$

für Flugzeugrumpfe:

$$z = 0,05 \text{ bis } 0,30 \text{ ist } f = 0,077 F \text{ bis } 0,46 F.$$

Je nach Flugzeug ist die gesamte schädliche Fläche unterschiedlich und variiert (für die Zeit um 1920) zwischen  $2\text{m}^2$  bei großen Typen und  $0,4\text{m}^2$  bei kleinen Jagdflugzeugen. Als Anhaltspunkt kann man sagen, daß die schädliche Fläche des Rumpfes etwas weniger beträgt als die Hälfte der gesamten schädlichen Fläche ist. Nimmt man also den größten Rumpfquerschnitt des Flugzeuges und multipliziert ihn

mit etwa 0,4, so erhält man für eine erste grobe Schätzung 40% der gesamten schädlichen Fläche. Für den Fokker Dr.I wäre dies

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

### 1.5. Luftwiderstand und andere Luftkräfte

Unter 1.3. haben wir erklärt, daß die Größe des Beiwertes  $z$  eines Körpers von der Geschwindigkeit  $v$  seiner Bewegung durch die Luft abhängig ist. Auf diesen Umstand möchten wir jetzt noch einmal näher eingehen.

Nach den Windtunnelversuchen des Franzosen Eiffel, verhält sich der Beiwert  $z$  einer Kugel von 33 cm Durchmesser so, wie wir das bereits unter 1.3. kurz beschrieben haben. Die kleinste Geschwindigkeit, bei der Eiffel eine Beobachtung anstellen konnte war  $v = 2\text{m/Sek.}$  Er stellte fest, daß  $z$  bis etwa  $4\text{m/Sek.}$  anstieg und dann eine oberste Grenze fand. Mit der Zunahme der Geschwindigkeit sank  $z$  bis etwa  $10\text{m/Sek.}$  und hielt sich dann bis zur Beendigung des Versuches bei  $30\text{m/Sek.}$  nahezu konstant bei  $z = 0,09$ ,  $C = 18$  (Abbildung 2). Mit diesem Wert rechnen wir auch, wenn wir den Widerstand einer Kugel berechnen möchten.

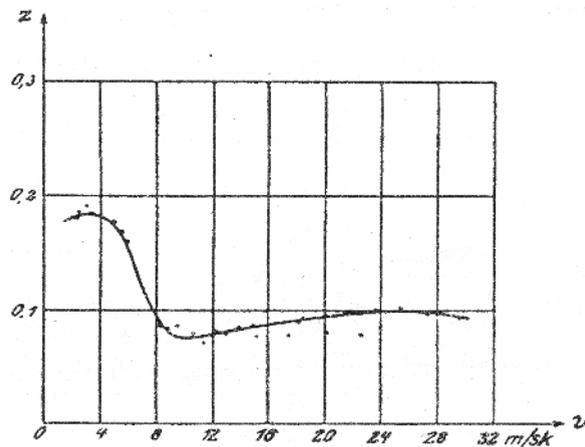


Abb.2 Widerstandsbeiwerte einer Kugel nach den Versuchen des Franzosen Eiffel.

Allerdings verhält sich  $z$  nicht bei allen Körpern wie es in Abb.2 dargestellt ist. In unserer Tabelle Nr.3 geben wir für Kabel und dünne Rohre  $z = 0,6$ ,  $C = 120$ . Dieser Wert entspricht nicht etwa einer annähernden Konstante von  $z$  nach einem zuvor eingetretenen Abfall bei zunehmender Geschwindigkeit, sondern viel mehr dem bei Eiffels Kugel gemessenen Maximum bei ca.  $4\text{m/Sek.}$  Ein Abfall von  $z$  war in den damals üblichen Geschwindigkeitsbereichen nicht mehr zu beobachten.

Bei tropfenförmig gestalteten Versuchsstücken waren die Abnahme von  $z$  und dessen Erreichen einer annähernden konstanten Größe schon bei wesentlich niedrigeren Geschwindigkeiten zu beobachten. Nicht alleine das Längen-Breitenverhältnis ist für das Verhalten von  $z$  ausschlaggebend, sondern auch die genaueren Konturabmessungen des Querschnittes. Wir erwähnten bereits den Begriff der "Ähnlichkeitsregel". Ihr entsprechend verhält sich  $z$  bei geometrisch ähnlichen Querschnitten dann gleich, wenn das Produkt aus Geschwindigkeit und den linearen Körperabmessungen identisch ist. Beispiel: für ein Kabel von 4mm Durchmesser bei 30m/Sek. ist  $z$  gleich dem eines Kabels von 3mm Stärke, wenn dessen Geschwindigkeit 40m/Sek. beträgt.

Es ist klar, daß all diese Angaben nur den Zweck haben können, ein klares Urteil über die Zuverlässigkeit von Angaben über Widerstandszahlen zu fällen. Wie man sieht, ist es nicht machbar, das Verhalten eines Körpers im Luftstrom, anhand einer einzigen Zahl zu beschreiben.

Ein weiterer Punkt, der die Brauchbarkeit von Versuchsergebnissen stark beeinträchtigt ist folgender. Im Gegensatz zu den tatsächlichen Gegebenheiten, bei denen die Luft ruht und das Objekt sich bewegt, gelten bei Versuchen im Windtunnel genau die Entgegengesetzten Vorzeichen. Hier ruht das Objekt und die Luft wird mit der jeweiligen Geschwindigkeit  $v$  zugeführt. Nun ist es aber sehr schwer, die einzelnen Luftfäden entsprechend zu beruhigen, damit keine Unruhen im Luftfluss entstehen. Diese Turbulenzen, werden sie nicht hinreichend eliminiert, führen dazu, daß die Widerstandsbeiwerte der zu untersuchenden Körper kleiner, also günstiger, ausfallen als sie in der Realität sind.

Im Begriff des Luftwiderstandes ist des weiteren noch die Annahme eingebunden, die Kraft, welche die Bewegung hemmt würde genau entgegen der Richtung der Geschwindigkeit wirken. Wie wir aber wissen, setzt sich die Widerstandskraft aus Unterschieden des Drucks zusammen. Wir wissen aber auch, daß die Kraftwirkung, die der Luftdruck auf ein Teilchen der Oberfläche ausübt, stets fast senkrecht auf dieses gerichtet ist. Die Resultierende dieser vielen Einzeldrucke muss nicht zwangsläufig genau entgegen der Bewegungsrichtung laufen.

Wir werden im nachfolgenden noch ganz speziell auf diese eben angedeuteten Kräfteverhältnisse zu sprechen kommen.

## **2. Die Tragflügel**

### 2.1. Grundbegriffe Auftrieb, Rücktrieb und Gleitzahl.

Die Wirkung einer Tragfläche ist hauptsächlich von ihrer Querschnittsform, dem Flügelprofil (Abb. 3) abhängig.

Für alle nachfolgenden Ausführungen nehmen wir direkten Bezug auf das Flügelprofil des Fokker Dr.I.

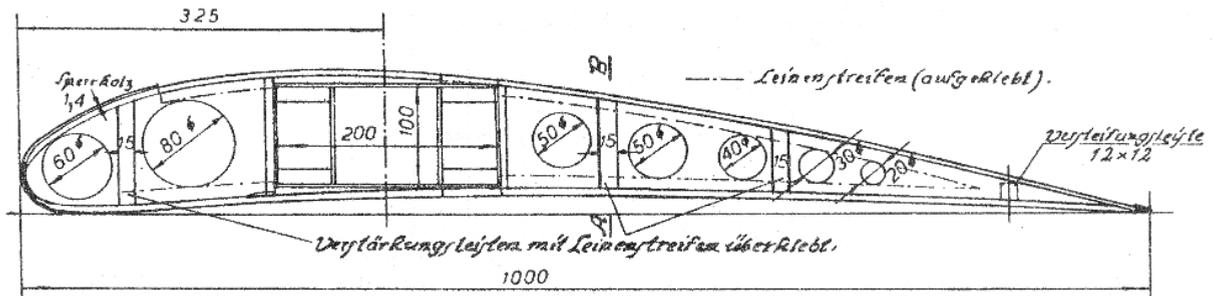


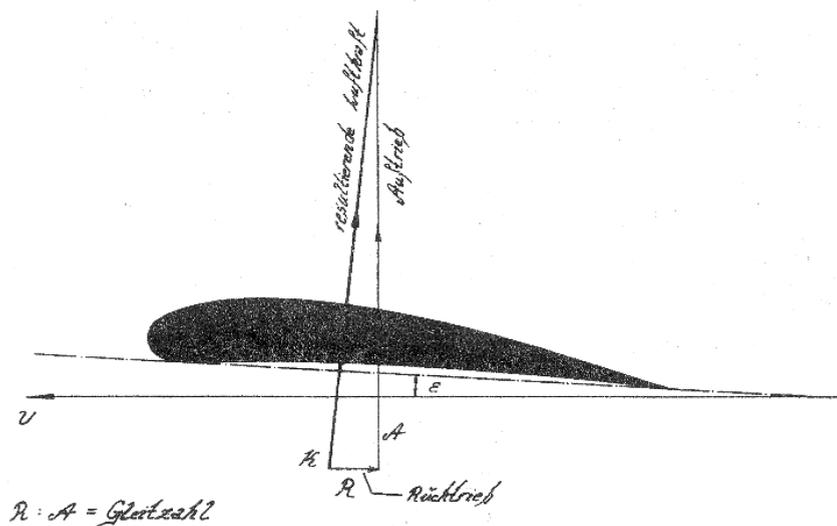
Abb. 3 Querschnitt durch die Tragfläche des Fokker Dr.I

Der Anstellwinkel einer Tragfläche ist der Winkel, den die Profilschneide gegenüber der Bewegungsrichtung des Flugzeuges einnimmt. Der Anstellwinkel ist mit der Bewegungsrichtung, also dem Steigen, Sinken und dem Geradeausflug veränderlich. Der Anstellwinkel entscheidet über die Wirksamkeit des Profils, wie wir später genauer sehen werden.

Durch den Anstellwinkel des Profils zur Luft, tritt vorne an seiner Unterkante eine Erhöhung des Drucks und an der Oberseite eine Druckerniedrigung ein. Da die Druckwirkung nahezu senkrecht auf die Teilchen der Oberfläche wirkt und diese bei einer Tragfläche nicht sehr von einer ebenen Platte abweicht, wirkt die resultierende Kraft nahezu senkrecht zur Tragfläche. Es entsteht *Auftrieb*. Er ist entgegen der Schwerkraft gerichtet und in der Lage diese zu überwinden.

Nach dem Satz vom Kräfteparallelogramm läßt sich eine solche Kraft in eine waagrechte und eine lotrechte Komponente (Abb. 4) zerlegen. Die lotrechte Komponente ist in unserem Fall der bereits erwähnte, nach oben gerichtete *Auftrieb*. Die wesentlich kleinere waagrechte Komponente wirkt entgegen der Bewegungsrichtung und heißt daher der *Widerstand* der Tragfläche oder der *Rücktrieb* der Tragfläche.

Abb.4 *Auftrieb*, *Rücktrieb* und *Gleitzahl*



Der Grund für die Möglichkeit des Fliegens liegt darin, daß bei der Bewegung einer geeigneten Fläche eben nicht nur ein hinderlicher Widerstand entsteht, sondern auch eine geeignete Kraft geweckt wird, die in der Lage ist, die Schwerkraft zu überwinden.

Der Quotient Rücktrieb:Auftrieb heißt *Gleitzahl*. Warum, erfahren wir später. Die Größe der Gleitzahl gibt Auskunft über die Güte der Tragfläche. Je kleiner die Gleitzahl, umso besser der Flügel. Die Gleitzahl ist darüber hinaus eine veränderliche Größe die in direkter Abhängigkeit zum Betriebszustand des Flugzeugs steht, sprich ob es sinkt, geradeaus fliegt oder steigt.

## 2.2. Die Abhängigkeit des Auftriebs $A$ und des Rücktriebs $R$ von der Größe des Anstellwinkels $\alpha$

Sowohl der Auftrieb, als auch der Rücktrieb sind Komponenten einer Luftkraft. Für beide Werte gilt das Gleiche wie unter 1.3. beschrieben. Hier haben ähnliche Gesetze Gültigkeit wie für den Luftwiderstand eines Körpers. Die Kräfte sind unter den gleichen Verhältnissen der Dichte der Luft, der Tragflächengröße sowie dem Quadrat der Geschwindigkeit proportional und durch eine Ähnliche Zahl wie die des Beiwertes  $z$  des Luftwiderstandes bestimmt. Diese Zahlen nennen wir *Auftriebsbeiwert* und *Rücktriebsbeiwert*. Beide Werte, der Auftrieb und der Rücktrieb werden, wie der Luftwiderstand, in kg je Flächeneinheit gemessen.

Da die gleichen Gesetzmäßigkeiten gelten, können wir zur Berechnung des Auftriebs  $A$  und des Rücktriebs  $R$ , die Widerstandsformel a.) entsprechend umstellen. Die Beiwerte für  $A$  und  $R$  bezeichnen wir mit  $z_a$  bzw.  $z_r$ . Die Fläche der Tragfläche in  $m^2$  mit  $F$ . Mit  $F$  ist diesmal nicht die Ansichtsfläche im Sinne von Abschnitt 1.3. gemeint, sondern vielmehr die Gesamtfläche des Flügelgrundrisses. So erhalten wir also die Formeln:

$$a_1.) \quad A = z_a \cdot m \cdot F \cdot v^2 \quad R = z_r \cdot m \cdot F \cdot v^2.$$

Für die Werte  $z$  dieser Formeln kann gegenüber dem Widerstandsbeiwert, analog zum Abschnitt 1.3., das Verhalten bei Änderungen der Gegebenheiten wie folgt beschrieben werden:

Änderung der Luftdichte

Die Proportionalität der Werte  $z_a$  und  $z_r$  mit der Luftdichte besitzt 100%ige Gültigkeit.

Änderung der Fläche

Diese Proportionalität der Werte stimmt nicht ganz genau. Anhand von Versuchen wurde festgestellt, daß bei Originalflügeln der Rücktrieb kleiner und der Auftrieb größer

gegenüber den Modellanordnungen ausfiel. Das bedeutet, daß die Gleitzahl im Original stets um etwa 10% günstiger einzustufen ist.

### Änderung der Geschwindigkeit

Die Proportionalität mit der Geschwindigkeit besitzt eine erheblich bessere Übereinstimmung als beim Luftwiderstandsbeiwert.

Man kann auch diese Formel a<sub>1</sub>.) in die gleiche Gestalt bringen, welche die Formel b.) für den Luftwiderstand besitzt. Hierzu führen wir wieder den Staudruck  $q$  ein und setzen  $C_a = 200z_a$  und  $C_r = 200z_r$ . Nun gilt:

$$b_{1.}) \quad A = C_a \cdot (q:100) \cdot F \quad R = C_r \cdot (q:100) \cdot F.$$

So wie wir  $C$  (von nun an  $C_W$ ) die Widerstandszahl des Widerstandsbeiwertes  $z$  (von nun an  $z_W$ ) nennen, so nennen wir fortan  $C_a$  bzw.  $C_r$  die *Auftriebs-* bzw. *Rücktriebszahlen*.

Die Bedeutung der Auftriebs- und Rücktriebszahlen  $C_a$  und  $C_r$  ist die selbe wie die von  $C_W$ . Die direkt abgelesenen Werte von  $C_a$  und  $C_r$  geben die Auftriebs- und Rücktriebskraft in  $\text{kg/m}^2$  bei  $v = 40\text{m/Sek}$  an.

Die Beiwerte  $z$  von Auftrieb und Rücktrieb ändern sich bei ein und der selben Fläche mit deren Anstellwinkel. Der Verlauf der Werte können als Linien (Ordinaten) in rechtwinklige Koordinatenkreuze (Abb. 5+6) eingetragen werden. Dieser Verlauf der Werte für verschiedene Anstellwinkel kennzeichnen das Flügelprofil einer Tragfläche.

Auch der Quotient Rücktrieb:Auftrieb = Gleitzahl kann in ein solches Koordinatensystem eingetragen werden (Abb. 7). Die Gleitzahl wird im übrigen in Rechnungen und Darstellungen als  $\hat{a}$  dargestellt.

$$\text{Gleitzahl} = \hat{a} = R:A = z_r:z_a.$$

Ermittelt werden die Ordinaten durch praktische Versuche im Windtunnel. Verkleinerte Modelle der zu untersuchenden Tragflächen werden unter verschiedenen Anstellwinkeln in den Luftstrom gehängt und durch Wägen der auftretenden Kräfte werden diese gemessen. Anhand der festgestellten Werte für  $A$  und  $R$  werden die Zahlen  $C_a$  und  $C_r$  berechnet, indem man sie durch die Flächengröße des Modells und den 100sten Teil des Staudrucks  $q$  dividiert. Als Ergebnisse stehen dann die Beiwerte  $z_a$  und  $z_r$  zur Verfügung.

Mittels der grafischen Darstellungen lassen sich leicht für verschiedene Anstellwinkel der Auftrieb und der Rücktrieb bestimmen.

**Beispiel:** Uns interessiert, welchen Auftrieb und Rücktrieb die Tragflügel des Dreideckers bei einer Geschwindigkeit von  $v = 27,78\text{m/Sek.}$  (100km/Std.) und einem Anstellwinkel von  $3^\circ$  liefern. Das Gewicht des Dr.I beträgt 571kg, die Gesamtflügelfläche (ohne Achsverkleidung) beläuft sich auf  $17,48\text{m}^2$ . Der Auftrieb, den die drei Flächen unter diesen Voraussetzungen erbringen, berechnet sich demnach zu:

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

Der Rücktrieb:

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

Die Werte  $z_a$  und  $z_r$  lesen wir bequem aus den Diagrammen Abb. 5+6 ab und setzen sie in die Rechnungen ein.

Dass ein Waagrechtfliegen überhaupt erst dann möglich ist, wenn der Auftrieb gleich dem Flugzeuggewicht ist, ist selbstverständlich. Demnach befindet sich der Dreidecker in unserem fingierten Fall in einem Steigflug, da der Auftrieb größer ist als das Gewicht. Anhand solcher einfacher Berechnungen kann auch z.B. festgestellt werden, bei welcher Geschwindigkeit der Fokker Dr.I in der Lage ist, von Boden los zu kommen. Natürlich müssen hierbei auch die übrigen Werte wie der Widerstand des Rumpfes oder des Leitwerks und der Streben in Betracht gezogen werden damit die Ergebnisse realistisch ausfallen. Aber hierauf wollen wir erst später gezielter eingehen.

### 2.3. Querschnitt und Grundriss der Tragfläche

#### Querschnitt

Die Leistungsfähigkeit eines Tragflügels sind zum allergrößten Teil von dessen Gestaltung des Querschnitts, also seines Profiles abhängig. Sicherlich spielen andere Faktoren, besonders die Grundrissform des Flügels ebenfalls eine Rolle. Diese sind aber von untergeordneter Bedeutung.

Für die grafische Darstellung von Auftrieb und Rücktrieb eines Querschnittes hat sich eine Form eingebürgert, die vom Vater der Fliegerei Otto Lilienthal und seinen Experimenten herrührt. Wir stellen sie in Abb. 8 dar. Bei dieser Form der Darstellung werden die Auftriebs-, Rücktriebs- und Gleitzahl nicht einzeln als Ordinaten dargestellt, sondern es werden die Punkte der Anstellwinkel nach jedem Versuch der jeweiligen Abszisse der Rücktriebszahl  $C_r$  und der Ordinate der Auftriebszahl  $C_a$  zugeordnet.

Der Anstellwinkel des betreffenden Profils, bei dem die Gleitzahl am günstigsten, also am kleinsten ist, kann anhand eines solchen *Polardiagramms der Tragfläche* ganz leicht dadurch ermittelt werden, indem man ein Lineal so anlegt, daß es eine Linie bildet, die aus dem Ursprung des Achsenkreuzes kommt und die Linie, welche die einzelnen Anstellwinkel miteinander verbindet, dort tangiert, wo sie am weitesten links verläuft.

Auf die Bedeutung der gestrichelten Linie in einem solchen Polardiagramm wollen wir erst später eingehen. Sie bezieht sich auf die Druckmittelwanderung der Tragfläche.

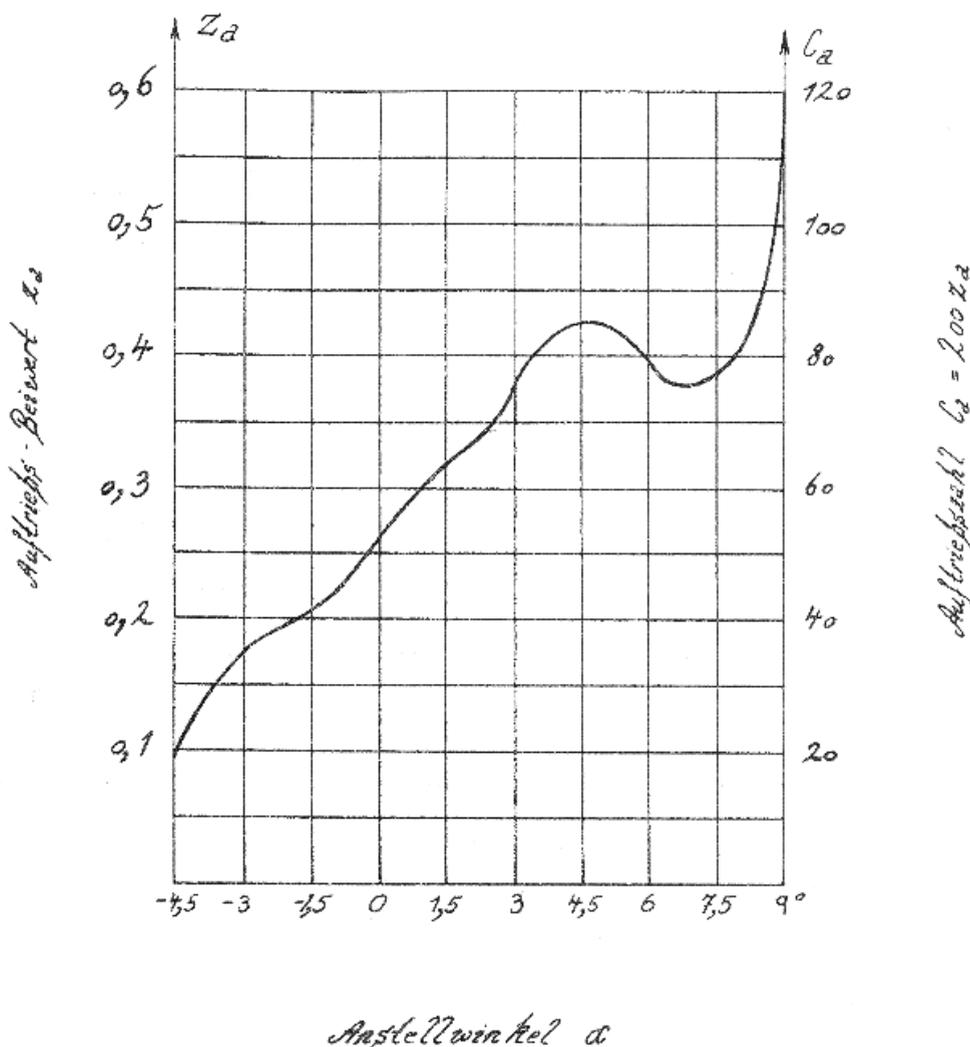


Abb.5 Auftrieb der Fokker Dr.I Tragfläche bei unterschiedlichen Anstellwinkeln.

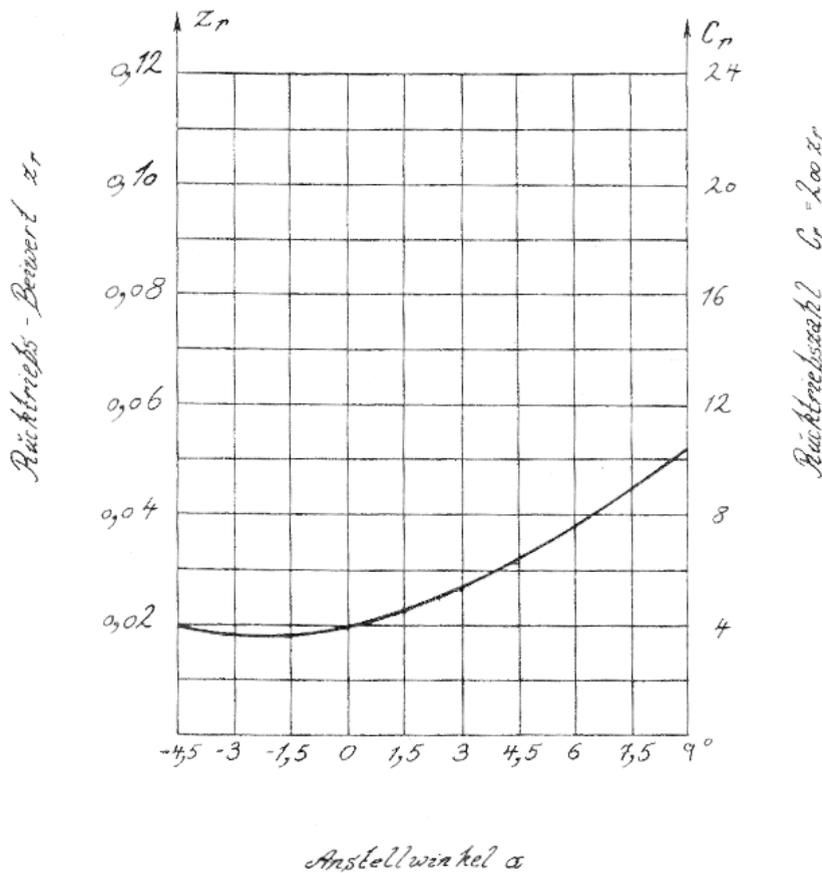


Abb.6 Rücktrieb der Fokker Dr.I Tragfläche bei unterschiedlichen Anstellwinkeln.

Beim Bau eines Flügels muss besonders darauf geachtet werden, daß das ursprünglich entworfene Profil möglichst genau umgesetzt wird. Bei stoffbespannten Tragflügeln bringt die Bauweise eine gewisse Unvollkommenheit mit sich, da der Stoff zwischen den Rippen durch die Spannung einzufallen pflegt.

### Grundriss

Die Grundrissform einer Tragfläche besitzt keinen großen Einfluss auf die aerodynamischen Verhältnisse. In den Jahren bis 1920 wurden annähernd alle möglichen Grundrissformen untersucht und erbrachten durchweg den gleichen Erfolg. Das einzige Merkmal, das die Werte  $z_a$  und  $z_r$  erheblich beeinflusst ist das Verhältnis von Tiefe  $L$  zu Spannweite  $B$ . Die Gleitzahl verändert sich hierbei nur geringfügig und besitzt den günstigsten Wert bei  $L:B = 1/6$  bis  $1/8$ . Der Auftriebsbeiwert  $z_a$  wächst in ganz erheblichen Maße mit der Abnahme von  $L:B$ . Besitzt eine Tragfläche eine veränderliche Tiefe, was beim Fokker Dr.I nicht zutrifft, so setzt man für  $L$  in allen Rechnungen den Quotienten Fläche:Spannweite ein.

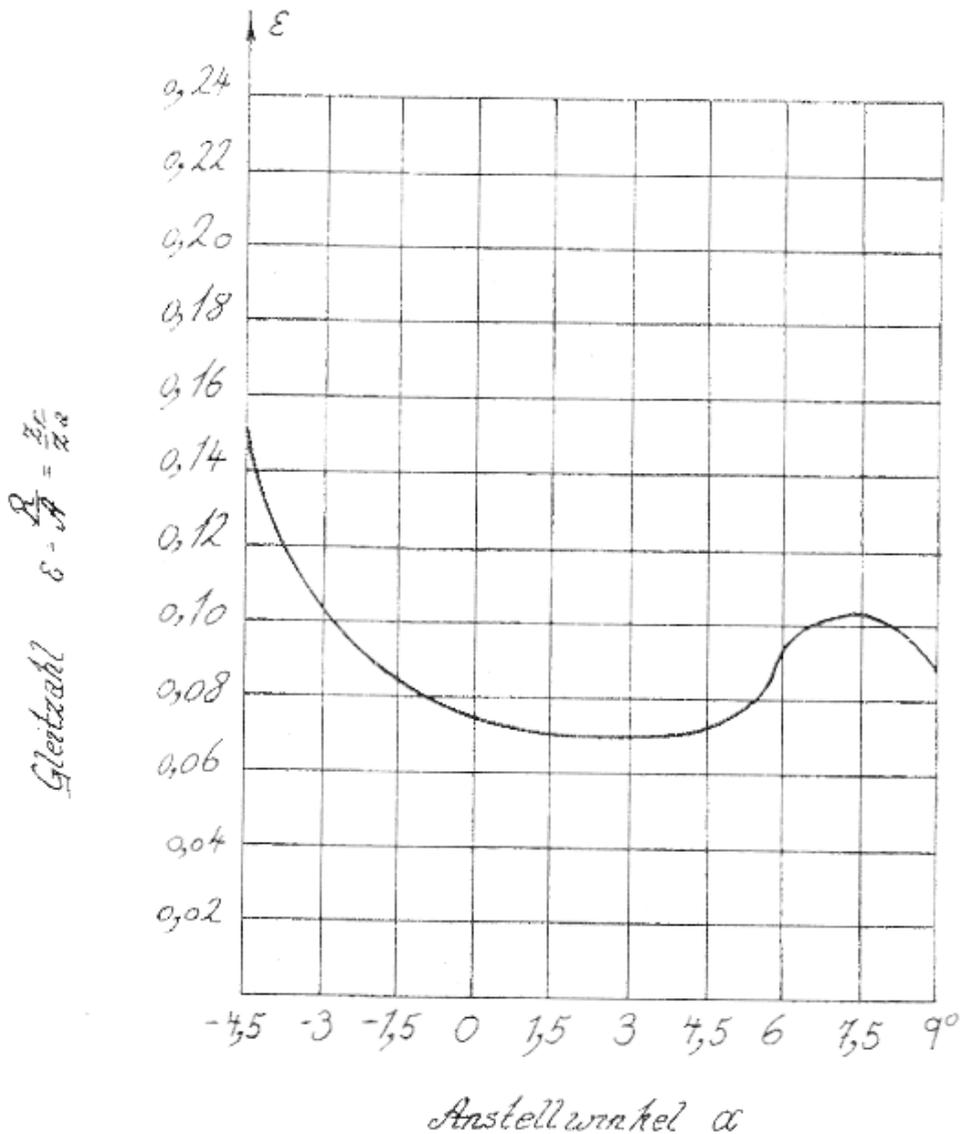


Abb.7 Gleitzahlen der Fokker Dr.I Tragfläche bei unterschiedlichen Anstellwinkeln.

## 2.4. Druckverteilung, Flächenbelastung und Konstruktives

### Die Druckverteilung

Bereits in einem früheren Abschnitt hatten wir besprochen, daß eine Profilform im Luftstrom an ihrer Oberseite eine Druckerniedrigung und an ihrer Unterseite eine Drückerhöhung erzeugt. Damit entsteht an der Oberseite eine Saugwirkung, welche die Fläche nach oben zieht (saugt). An der Unterseite entsteht eine Druckwirkung, welche ihrerseits die Fläche nach oben drückt.

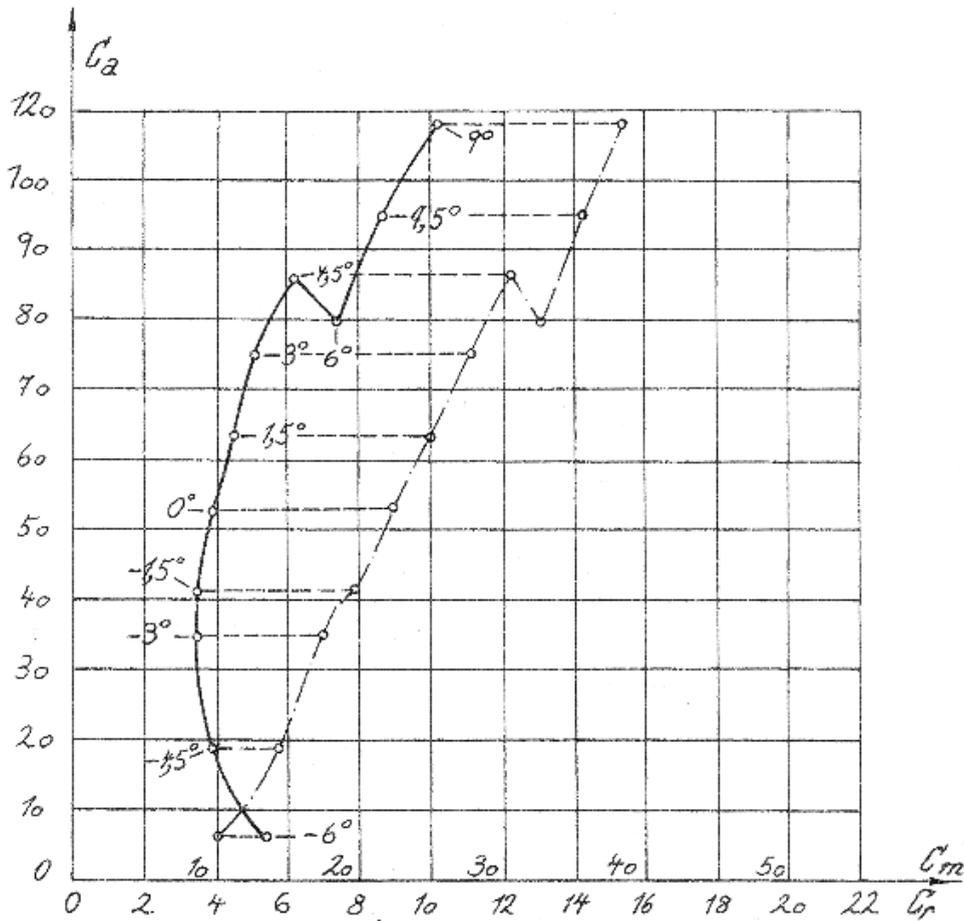


Abb.8 Polardiagramm der Tragfläche des Fokker Dr.I (Göttinger Profil Nr.298)

Nicht an jeder Stelle des Querschnitts herrschen die gleichen Druckverhältnisse. Abb.9 zeigt die Druckverteilung über und unter einem fiktiven Flügelquerschnitt. Man kann an dieser Abbildung auch deutlich erkennen, daß die durchschnittliche Saugwirkung an der Profiloberseite nahezu doppelt so groß ist wie die durchschnittliche Druckwirkung an der Profilunterseite. Demzufolge trägt die Saugwirkung des Profiles um etwa 2/3 zum Auftrieb bei, während die Unterseite nur etwa 1/3 dazu beiträgt. Man kann daraus schließen, daß bereits beim Profilentwurf größtes Augenmerk auf die Form der Profiloberseite gelegt werden muss. Die Gestaltung der Unterseite spielt keine sehr erhebliche Rolle.

Es würde jetzt hier zu weit führen, das Profil des Fokker Dr.I (Göttinger Profil Nr. 298) hinsichtlich seiner Eigenschaften mit anderen, dünneren Profilen zu vergleichen. Es sei aber erwähnt, daß die hohe Gestalt des Querschnitts und dessen gut gerundete Oberseite, abgesehen von den guten Auftriebswerten, mit zunehmendem Anstellwinkel einen relativ geringen Rücktrieb aufweist.

Wenn man den ganzen Tragflügel belastet, wechselt die Belastung von Querschnitt zu Querschnitt nur sehr geringfügig. Wird, wie beim Fokker Dr.I, der Tragflügel völlig symmetrisch ausgelegt, so haben die äußeren Querschnitte einen geringeren resultierenden Druck als die innen in Rumpfnähe liegenden. In den meisten Fällen wird der Anstellwinkel der Tragfläche nach außen hin verkleinert. Dadurch verstärkt man die Abnahme des Drucks noch zusätzlich und erreicht damit sowohl eine Verbesserung der Flugeigenschaften als auch konstruktiv günstigere Verhältnisse, da dann die resultierende Auftriebskraft zu jeder Hälfte hin am kleineren Hebel angreift.

Die Flächenbelastung

Die Flächenbelastung eines Flugzeugs (also das auf 1m<sup>2</sup> Flügelfläche entfallende Flugzeuggewicht) erhält man, wenn man sein Gesamtgewicht G durch die Gesamtgröße der tragenden Fläche F dividiert. Beim Fokker Dr.I ist dies (ohne Achsverkleidung):

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

Die mittlere Flächenbelastung muss mit der mittleren Saug- und Druckwirkung für den Waagrechtflug übereinstimmen. Über die Bedeutung der Flächenbelastung für die Flugeigenschaften unterhalten wir uns später noch ausführlich.

Das Konstruktive

Eine Tragfläche als Komponente eines Flugzeuges betrachtet bildet, ähnlich dem Unterbau einer Brücke, ein Tragwerk. Das Eigengewicht des Tragwerk des Dreideckers ergibt sich aus dem Quotienten Gesamtgewicht der Tragflächen:Gesamtflächeninhalt, also:

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

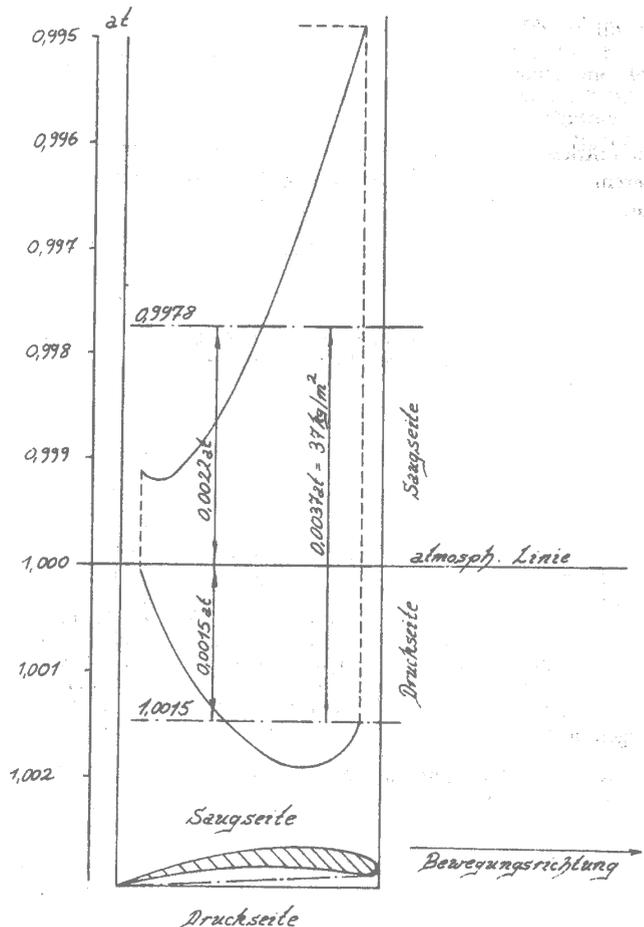


Abb.9

Nach der obigen Ausführung beträgt die Flächenbelastung 32,67kg/m<sup>2</sup>. Als Last, die das Tragwerk im Fluge tatsächlich aufzunehmen hat, berechnet sich 32,67 - 5,15 = 27,52kg/m<sup>2</sup>. Dieser Fall tritt ein, da zunächst das Eigengewicht der Flächenkonstruktion getragen werden muss. Will man nun während der Festigkeitstests die Stabilität der ausgeführten Flügelkonstruktion überprüfen, so wendet man das Flugzeug um, unterstützt die Punkte der größten Belastung, Führerstand, Motor, Tankanlage usw. und verteilt auf der Flügelunterseite gleichmäßig eine Sandlast. Hierbei muss allerdings beachtet werden, daß die Belastung nach außen hin geringer werden muss. Wenn wir jetzt den Sand so verteilen, daß wir pro m<sup>2</sup> ein Sandgewicht von 27,52 - 5,15 = 22,37kg/m<sup>2</sup> auf der Flügelunterseite zu liegen haben, so steht das Tragwerk, da Eigengewicht und Sandlast in die gleiche Richtung wirken, unter der Belastung 22,37 + 5,15 = 27,52kg/m<sup>2</sup>. Damit haben wir die Flügelkonstruktion auf ihre "einfache Sicherheit" hin überprüft.

Während der Abnahmeprobe in Adlershof musste der Prototyp als Minimum die "fünffache Sicherheit" bewältigen. Das ist:

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

Bei der anschließenden Bruchprobe wurde das Gewicht soweit erhöht, bis die Tragflügelkonstruktion definitiv nicht mehr in der Lage war der Belastung stand zu halten und kollabierte. Dies geschah bei einer erreichten Sicherheitszahl von S=7.92. In kg/m<sup>2</sup> ausgedrückt ergibt dies:

$$22,37 + (6.92 \cdot 27,52) = 212,80 \text{kg/m}^2.$$

Das wiederum entspricht einer gesamten Sandlast auf allen drei Flächen von:

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

Auf das Gesamtgewicht des Flugzeugs bezogen ist dies:

$$3719 : 571 = 6,51.$$

Das bedeutet, das Tragwerk des Dreideckers in seiner ursprünglichen Form war in der Lage, einer Belastung des 6,51-fachen des Flugzeuggewichtes standzuhalten.

An dieser Stelle der Abhandlung sei für den sehr Interessierten noch eine Anmerkung bezüglich der verwendeten Daten über die Flächeninhalte  $F = 17,48 \text{m}^2$  gemacht.

Diese Angabe zur Gesamtfläche stammt aus der offiziellen Baubeschreibung (Abb.11) der Idflieg für den Fokker Dr.I. Der Erstellung dieser Unterlagen liegt die Flügeltiefe von 1000mm zugrunde. Die Bruchprobe wurde aber in Adlershof mit dem Vorserien-

Dreiecker 101/17 durchgeführt. Die Dokumente, die noch vorhanden sind, geben für dieses Flugzeug eine Flügeltiefe von nur 980mm an und der Flächeninhalt betrug 16,684m². Das Flächengewicht wurde mit 84,5kg festgestellt. Also berechnet sich das Eigengewicht zu 5,06kg/m². Die Flächenbelastung 34,22kg/m². Hieraus ergibt sich die 5-fache Sicherheit dieses Flugzeuges zu:

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

Die Sicherheitszahl S=7,92 in Zahlen ausgedrückt:

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

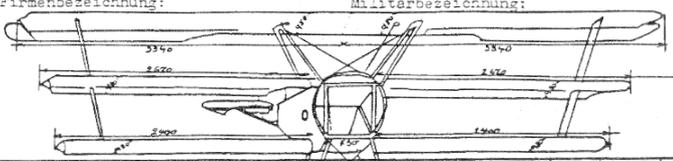
Die Gesamtsandlast hätte demnach betragen müssen:

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

Abb. 10 zeigt eine Faksimile Wiedergabe der Aufzeichnungen der Bruchprobe von 101/17.

Dem Aufmerksamen Beobachter wird nicht entgehen, daß die in diesem Dokument gegebenen Daten nicht mit den Ergebnissen unserer Modellrechnung übereinstimmen. Nach unseren Ergebnissen müsste die Belastbarkeit um die Differenz 3768,75 - 3756 = 12,75kg höher liegen als die tatsächlichen Versuche im August 1917 ergaben. Hier muss wohl jemandem in Adlershof ein kleiner Fehler unterlaufen sein. Wenn wir das gemessene Gewicht beim Bruch als richtig notiert gelten lassen, dann kann der Fehler nur noch in der Angabe der Sicherheitszahl S=7,92 zu suchen sein. Machen wir uns spaßeshalber die Freude und rechnen mit dem Wert beim

Nr: Datum: Firma: *Fokker Flugzeugwerke*  
 Firmenbezeichnung: *Dr I* Militärbezeichnung: *Dr I*



Motoren *110 PS Rhone*  
 Stundenverbrauch: Benzin, Öl, Motorgewicht

Tragdecken  
 Staffelung: (0, *225* Tiefe) (*980* (Tiefe : Abstand) = *1,33*)  
 Fläche *16,684* m² Flächenbelastung *34,2* kg/m²  
 Flächengewicht *5,06* kg/m² Motorbelastung *57,8* kg/PS

Länge der abnehmbaren Flächen =  $\frac{1}{2}$   
 Länge d.gesamt-tragenden Flächen  
 Gewicht der abnehmbaren verspannten Tragflächen *84,5* kg

I. Gewichte:

A) <u>Flugzeug:</u>			
Flügelgewicht	G	87,5	
vollständ.Rumpf mit $\frac{1}{2}$ kg Wasser	G	291,5	
unbelastetes vollständ.Flugzeug	G	(gleich)	376
B) <u>Nutzlast:</u>			
Betriebsstoffe für <i>120</i> Stunden:			
Benzin		45	
Öl		6	
zusammen	G	51	
7 Fluggäste (auf <i>80</i> kg ergänzt)		80	
Bewaffung:			
M.G. mit Munition		64	
Bomben		-	
Freibleibend		-	
Nutzlast insgesamt:	G	195	
Flugzeugvollgewicht (kriegsm. belastetes Flugzeug)		571	
<u>II. Sicherheit:</u>			
Bruchlast (Sandlast beim Bruch)			
1. Bruch <i>2348</i> kg			
2. " <i>7678,25</i> kg			
3. " <i>1344</i> kg			
4. " <i>3756</i> kg			
Sicherheitszahl S			
1. Bruch	S =	5,8	<i>2. 8. 17</i>
2. " <i>inkl.</i>	S =	3,5	<i>2. 8. 17</i>
3. " <i>Platzm.</i>	S =	2,5	<i>9. 8. 17</i>
4. " <i>gewicht</i>	S =	7,92	<i>7. 8. 17</i>

- Flügel *84,5*  
 486,5



Wollen wir diese Gleichung nach der Geschwindigkeit  $v$  auflösen, so erhalten wir die Beziehung:

$$v = G : (z_a \cdot 1/8 \cdot F).$$

Den Beiwert  $z_a$  können wir unserer Abb.5 entnehmen. Den Anstellwinkel des Fokker Dr.I ersehen wir aus der Baubeschreibung des Flugzeugs. Er ist dort mit  $2,3^\circ$  in Rumpfnähe und  $2,5^\circ$  an den Zellenstreben angegeben. Wir werden mit dem Mittelwert  $2,4^\circ$  rechnen. Für diesen Anstellwinkel sehen wir anhand der Auftriebslinie in Abb.5 den Wert  $z_a = 0,344$ . Wir setzen also:

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

Mit dieser Rechnung gelang es uns festzustellen, daß sich der Serien-Dreidecker bei einem Anstellwinkel von  $2,4^\circ$ , einer normalen Luftdichte sowie einer Geschwindigkeit von  $27,56\text{m/Sek.}$  ( $27,56 \cdot 3,6 = 99,22\text{km/Std.}$ ) im Waagrechtflug, also weder im Steigen, noch im Sinken befindet.

Da sowohl der Auftrieb, als auch der Rücktrieb mit steigendem Anstellwinkel zunehmen, wird die für den Geradeausflug nötige Geschwindigkeit immer geringer. Dies läßt sich bis zu einem bestimmten Punkt verfolgen, an dem dann ein Abriss der Strömung eintritt und der Auftrieb relativ zum Gewicht auf Null abfällt.

Die Zugkraft

Auf den bisherigen Rechnungen können wir weiterhin aufbauen und feststellen, welche Zugkraft der Motor durch die Luftschraube erbringen muss, wenn er das Flugzeug im Waagrechtflug halten will.

Bis jetzt haben wir zwei unterschiedliche Widerstände kennen gelernt, die an einem bewegten Flugzeug auftreten. Einmal haben wir da den Widerstand der Tragflügel selbst und zum anderen den schädlichen Widerstand der übrigen Flugzeugteile mit Ausnahme der Tragflügel. Da auch hier, genau wie beim Auftrieb auch, die Zugkraft gleich dem zu überwindenden Gesamtwiderstand sein muss, können wir folgern:

$$Z = \text{Rücktrieb der Flügel} + \text{schädlicher Widerstand.}$$

Demzufolge können wir zur Berechnung der Zugkraft  $Z$  die Gleichung aufstellen:

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

Der erste Summand dieser Berechnung bezieht sich auf den Rücktrieb der Tragfläche, der zweite auf den Widerstand der übrigen Flugzeugteile. Wir ermitteln also durch die uns bekannten Daten zum Dreidecker für einen Anstellwinkel von  $2,4^\circ$ :

$$Z = (0,025 \cdot 1/8 \cdot 17,48 \cdot 27,56^2) + (0,65 \cdot 1/8 \cdot 0,40 \cdot 27,56^2) = 66,18\text{kg.}$$

Nach Abschnitt 1.4. errechnet sich hieraus die Leistung zu  $66,18 \cdot 27,56 = 1823,92\text{kgm/Sek.}$ , die Propellerleistung zu  $1823,92 : 75 = 24,32\text{PS}$  und die Motorleistung zu  $24,32 : 0,7 = 34,74\text{PS}$ .

Hierzu wollen wir aber noch zwei kleine Anmerkungen machen. Mit diesen Rechnungen haben wir schon etwas vorgegriffen. Eine vollständige Berechnung von Zugkraft und Geschwindigkeit war dies bis jetzt noch nicht, da wir noch nicht wissen, welche Zugkraft der Motor durch die Luftschaube tatsächlich ausüben vermag. Dies werden wir erst in den kommenden Abschnitten durchleuchten. Die in der obigen Rechnung zur erforderlichen Zugkraft angenommene schädliche Fläche von  $0,40\text{m}^2$  beruht nur auf einer vorläufigen groben Schätzung. Wir werden erst später, wenn wir in der Lage sind auch die Einflüsse der Ruder in Betracht zu ziehen, eine genaue Rechnung über die gesamte schädliche Fläche des Dr.I aufstellen. Aber jetzt soll uns dieses Ergebnis als Näherungswert genügen.

### 3. Der Propeller

#### 3.1. Form und Wirkung eines Luftschaubenelementes

Die Aufgabe eines Propellers besteht darin, das Drehmoment eines Motors in eine Zugkraft zu verwandeln. Seine Wirkung erzielt der Propeller durch die Form der einzelnen Propellerelemente. Man kann sich ein solches Element leicht dadurch vorstellen, indem man die Luftschaube gedanklich in der Draufsicht (Frontansicht) denkt und mit einem Zirkel genau in die Drehachse der Propellernabe sticht und auf einem Propellerblatt in x-beliebigen Abstand von der Mitte zwei eng aneinander liegende Kreisbögen zieht. Macht man nun entlang dieser beiden Linien senkrecht zum Propeller einen

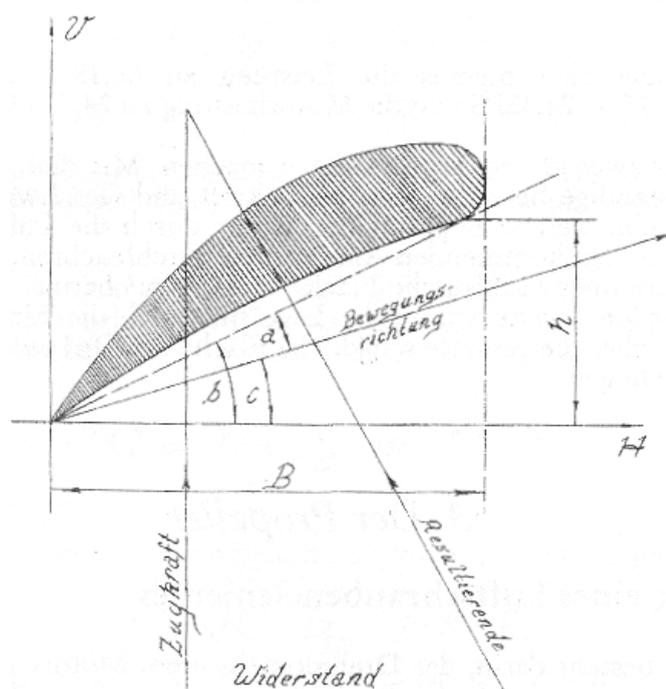


Abb.12

Schnitt, so erhält man ein kleines Stück der Luftschraube, das in seinem Querschnitt sehr dem Tragflügelprofil entspricht. Durch diese Analogie zur Tragfläche können wir auch die Funktionsweise eines Propellers erklären.

Die Kräfte, die an einem einzelnen Propellerelement zum tragen kommen sind in der Abbildung 12 anschaulich dargestellt. Bevor wir jedoch näher hierauf eingehen, müssen wir zunächst einen wesentlichen Begriff, der mit dem Propeller zu tun hat besprechen. Es handelt sich hier um den Begriff der "Steigung".

Als Steigung bezeichnet man den Höhenzuwachs, den eine Schraubenlinie bei einmaliger Umrundung eines Kreiszylinders erfährt. Berechnet wird die Steigung  $S$  durch die Formel  $tgb = S : (2r \cdot \delta)$ . Wollen wir wissen, um welchen Betrag  $h$  die Schraubenlinie ansteigt wenn sie nicht die gesamte Strecke des Zylinderumfangs durchläuft, sondern lediglich einen Teil  $B$  davon, so finden wir für den Anstieg  $h$  die Proportion  $h : S = B : (2r \cdot \delta)$ , woraus sich wiederum die Form  $h = (B \cdot S) : (2r \cdot \delta) = B \cdot tgb$  ableiten läßt.

Jedes Element eines Propellers entspricht einem kurzen Stück einer solchen Schraubenlinie, wobei der durchlaufene Teil  $B$  der Schraubenlinie der Blattbreite des Propellers an der jeweiligen Stelle entspricht.

Wie bereits dargelegt, sieht der Querschnitt eines Propellerelementes ganz ähnlich dem des Tragflügelprofils aus. Dieser Querschnittsgestaltung verdankt der Propeller seine Wirkung.

Seine Aufgabe besteht ja darin, die Drehbewegung des Motors in eine Fortbewegung des Flugzeuges und das vom Motor ausgeübte Drehmoment in eine Zugkraft zu wandeln. Durch die Drehung des Propellers und durch die Vorwärtsbewegung des Flugzeuges erfährt jedes einzelne Element der Luftschraube eine bestimmte Geschwindigkeit deren Vektor in Abbildung 13 für eines dieser Elemente dargestellt ist.

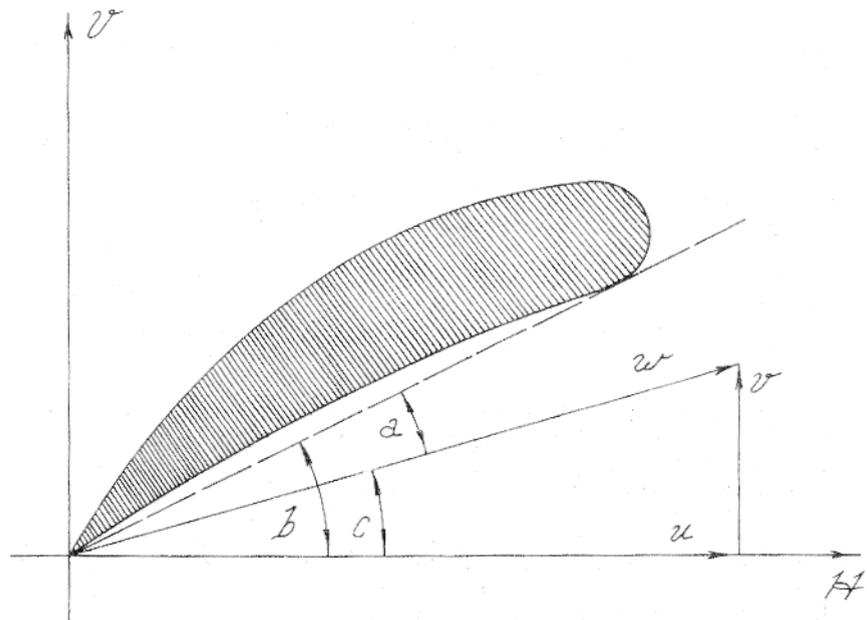


Abb.13

Die Geschwindigkeit der Elemente ist die Resultierende der Drehgeschwindigkeit des Propellers in Richtung  $H$  und der Geschwindigkeit der Vorwärtsbewegung des Flugzeuges selbst in Richtung  $V$ . Genau wie beim Tragflügel bildet sich durch die Bewegung durch die Luft ein Unterdruck an der Oberseite des Elementes und ein Überdruck an der Unterseite. Dadurch wirkt eine resultierende Luftkraft (Abb. 12) nahezu senkrecht auf die Ebene der Elemente und damit nach oben (bzw. vorne). Diese Resultierende wird als Zugkraft des Propellers bezeichnet. In Abbildung 12 findet sich auch eine wagrechte Kraftkomponente, welche der Drehung des Propellers entgegenwirkt. Diese Kraft wird von allen einzelnen Elementen des Propellers unterschiedlich groß sein und zusammengenommen werden sie als das Widerstandskraftmoment des Propellers bezeichnet. Wenn der Propeller durch den Motor gedreht werden soll, so muss der Motor ständig dieses Widerstandskraftmoment überwinden.

Während der Bewegung des Flugzeuges nach vorne setzt sich also die Bewegung der Luftschraubenelemente aus zwei Komponenten zusammen. Zum einen haben wir hier die drehende Bewegung der Luftschraube mit der Umlaufgeschwindigkeit  $u$  in der Richtung  $H$ . Zum anderen haben wir die nach vorne gerichtete Bewegung des Flugzeuges in Richtung  $V$  mit der Geschwindigkeit  $v$ . Aus diesen Bestandteilen ergibt sich für die Luftschraube der in der Abbildung 13 dargestellte Geschwindigkeitsvektor  $w$ .

Der Winkel zwischen den Sehnen der einzelnen Elemente und der Resultierenden  $w$  wird der Anstellwinkel des Propellerelements genannt. Man erkennt daraus leicht, in wie weit der Anstellwinkel der Propellerelemente von der Fluggeschwindigkeit  $v$  und der Umlaufgeschwindigkeit  $u$  abhängt. Am Stand fällt der Anstellwinkel mit dem Steigungswinkel  $b$  zusammen und ist damit am größten. Vergrößert sich die Geschwindigkeit des Vorwärtsvektors des Flugzeuges, so verkleinert sich der Anstellwinkel  $a$  der Luftschraubenelemente.

Wie wir bei der Tragfläche gesehen haben, verändern sich aber die beiden Beiwerte  $z_a$  und  $z_r$  sobald sich der Anstellwinkel des Flügels - oder in unserem Fall des Propellerelements - ändert. Was bedeutet dies nun konkret für die Abhängigkeit des Anstellwinkels der Propellerelemente von der Größe der Geschwindigkeit  $v$  des Flugzeuges?

**Die Zugkraft (Auftrieb) der einzelnen Propellerelemente nimmt ab je kleiner ihr Anstellwinkel bei zunehmendem  $v$  des Flugzeuges wird.**

Aus diesem Satz läßt sich folgern, daß die Zugkraft einer Luftschraube am Stand am größten ist und mit zunehmender Fluggeschwindigkeit abnimmt.

Nicht nur die Zugkraft einer am Stand rotierenden Luftschraube ist größer als die einer sich im Flug vorwärts bewegenden. Auch der Widerstand ist hier am größten.

Der Winkel des Vektors, welcher durch  $v$  und  $u$  definiert wird, bezeichnen wir in Abbildung 13 mit  $c$ . Er berechnet sich aus  $\operatorname{tg}c = b - a$ . Aus den Zeichnungen wird

ersichtlich sein, daß es sich hierbei um die Differenz zwischen dem Steigungswinkel  $b$  und dem Anstellwinkel  $a$  handelt.  $c$  ist demnach  $b - a$ . Der Winkel  $c$  ändert sich von Propellerelement zu Propellerelement. Der Grund für die Formung der Propellerblätter in dieser Weise liegt in der Tatsache begründet, daß die Umlaufgeschwindigkeit  $u$  direkt zur Entfernung  $r$  von der Drehachse proportional ist. Auf Grund dem Umstand, daß sich der beste Wirkungsgrad einer Luftschraube nur in einem begrenzten Bereich von Anstellwinkeln erreichen läßt, macht man den Steigungswinkel  $b$  zu den Blattenden zu abnehmend. Dadurch wird gewährleistet, daß der Anstellwinkel aller Propellerelemente bei ihrer Bewegung durch die Luft mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten konstant bleibt. Die inneren, langsam drehenden Elemente erhalten hierdurch einen steilen Anstellwinkel, die äußeren, schnell drehenden Elemente des Propellers, bekommen einen flacheren Anstellwinkel.

### 3.2. Zugkraft und Widerstandskraftmoment des Propellers

Beides, die Zugkraft, sowie auch das Widerstandskraftmoment einer Luftschraube, sind, analog dem Auftrieb und dem Rücktrieb der Tragflügel, feste Bestandteile einer Luftkraft. Zur Berechnung des Auftriebs und des Rücktriebs der Tragflügel konnten wir bereits in Abschnitt 2.2. dieses Kapitels ganz allgemeingültige Gesetzmäßigkeiten aufstellen. Für die Festlegung der Zugkraft einer Luftschraube können wir die selben Gesetze nun auch zweifelsohne hier anwenden.

Dies können wir tun, da wir davon ausgehen dürfen, daß die Zugkraft, genau wie der Auftrieb der Tragflügel, proportional zur Luftdichte  $m$ , zur Fläche  $F$  der Luftschraube, zu dem Quadrat der Umfangsgeschwindigkeit  $U$  ist, sowie darüber hinaus durch einen Beiwert bestimmt wird, der von der Gestalt der Luftschraube abhängt und mit  $z_p$  als der "Beiwert der Propellerzugkraft" bezeichnet ist. Aus diesen Zusammenhängen können wir eine Formel aufstellen, die es uns ermöglicht, die Zugkraft des Propellers zu ermitteln. Diese Formel muss wie folgt aussehen:

$$Z = z_p \cdot m \cdot F \cdot U^2.$$

Durch diese Formelaufstellung können wir allerdings nur die Zugkraft der Schraube berechnen, solange sie tatsächlich am Stand läuft. Denn nur dann sind die Geschwindigkeiten der einzelnen Elemente der Luftschraube untereinander proportional. Wächst die Umfangsgeschwindigkeit  $U$ , so nehmen ja im selben Maße auch die Geschwindigkeiten der übrigen Elemente der Schraube zu.

Ein völlig anderer Fall tritt ein, wenn sich das Flugzeug von der Stelle bewegt. Nun werden die Geschwindigkeiten der Elemente nicht mehr durch  $U$  alleine bestimmt, sondern durch das Verhältnis von Umfangsgeschwindigkeit  $U$  zu der Fluggeschwindigkeit  $v$ . Wird beispielsweise  $U$  um das doppelte vergrößert, während sich das Flugzeug in einer Vorwärtsbewegung befindet, so erhöht sich die Geschwindigkeit der Elemente sehr unterschiedlich. Die der inneren wird sich kaum wesentlich verändern, wobei sich die der äußeren bald verdoppeln wird.

Sorgt man aber dafür, daß der Quotient  $v : U$  der gleiche bleibt, so können die Geschwindigkeiten der Elemente alle im selben Verhältnis gesteigert oder dementsprechend gesenkt werden. Alle Bewegungsverhältnisse am Propeller bleiben dann die alten.

Anhand des eben gesagten wird verständlich, daß wir die oben aufgestellte Formel für die Berechnung der Zugkraft der Schraube am Stand auch anwenden können wenn sich das Flugzeug bewegt. Allerdings muss man dann berücksichtigen, daß für die Bewegung im Flug der Beiwert  $z_p$  nicht alleine von der Gestaltung der Luftschraube abhängt, sondern in gleichem Maße von dem Verhältnis  $v : U$ , das auch der *Fortschrittsgrad der Luftschraube* genannt wird. Beim Lauf am Stand beträgt der Fortschrittsgrad logischerweise die Größe null.

Um mit einer Luftschraube vernünftige Modellrechnungen durchzuführen ist es notwendig, die Veränderung des Beiwertes  $z_p$  mit steigendem Fortschrittsgrad zu kennen. Diese Daten lassen sich nur durch Versuche mit dem Propeller im Windkanal ermitteln. Leider liegen uns diese Daten noch für keinen der Propeller vor, die im Dr.I verwendet wurden. Für alle weiteren Modellrechnungen werden wir daher in dieser ersten Auflage auf eine Schraube Bezug nehmen, für die alle notwendigen Werte vorliegen und die darüber hinaus noch in Form und Größe sehr dem Propeller der Firma AXIAL ähnelt, welche den Propeller fertigten, der am häufigsten im Dreidecker zum Einsatz kam. Die betreffende Luftschraube ist in Abbildung Nr. 14 dargestellt.

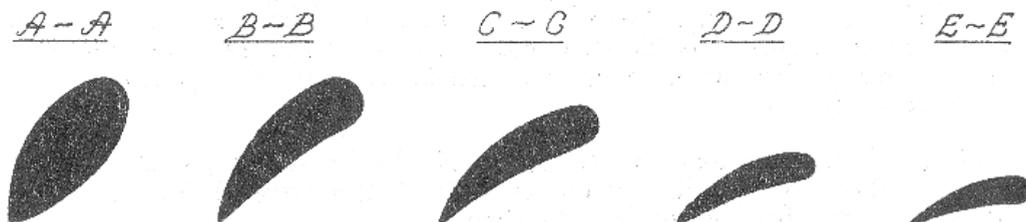
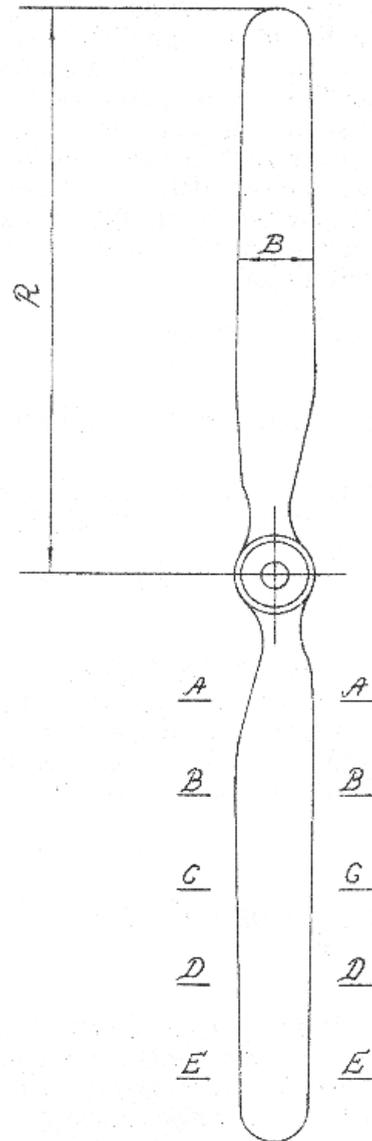


Abb. 14 Darstellung der Luftschraube

In den Darstellungen 15, 16 und 17 sind für eben diesen Propeller der Zugkraftbeiwert, der Widerstandsbeiwert und der Wirkungsgrad eingezeichnet. Über die Bedeutung dieser drei Dinge wollen wir nun reden.

Abbildung Nr. 15 zeigt den Beiwert der Propellerzugkraft in Abhängigkeit zum Fortschrittsgrad  $v : U$  der Luftschraube. Man kann an der Grafik ablesen, daß bei gleicher Umlaufzahl  $u$  des Propellers die Zugkraft mit zunehmendem Fortschrittsgrad abnimmt. Anhand der Beiwerte in diesem Diagramm läßt sich dieser Vorgang natürlich auch rechnerisch nachvollziehen. Die Luftschraube in unserem Beispiel besitzt einen Durchmesser  $D = 2r = 2,70m$  und eine Blattbreite von  $0,17m$ . Die Fläche der Draufsicht  $F$  ergibt sich hieraus zu  $0,41m^2$  (wir müssen bei der Berechnung der Ansichtsfläche des Propellers beachten, daß wir nicht das volle Produkt aus  $D \cdot B$  verwenden dürfen, da die Nabe und der Übergang in die Drehung ja davon noch abgehen).

Bei einer Umdrehung von  $1200$  U/Min. beträgt die Umfangsgeschwindigkeit  $U = 2,70\delta \cdot (1200 : 60) = 169,64m/Sek.$ . Setzen wir nun die Fluggeschwindigkeit  $v$  des Flugzeuges zu  $44m/Sek.$  an, so beträgt der Quotient  $v : U$ , also der Fortschrittsgrad des Propellers den Wert  $44 : 169,64 = 0,26$ . Für diesen Fortschrittsgrad entnehmen wir aus Abbildung Nr. 15 den Beiwert  $z_p$  zu  $0,06$ . Damit können wir die Zugkraft für die Fluggeschwindigkeit  $v = 44m/Sek.$  ( $158,4km/Std.$ ) nach unserer Formel berechnen. Wir haben also:

$$Z = 0,06 \cdot 1/8 \cdot 0,41 \cdot 169,64^2 = 88,49kg.$$

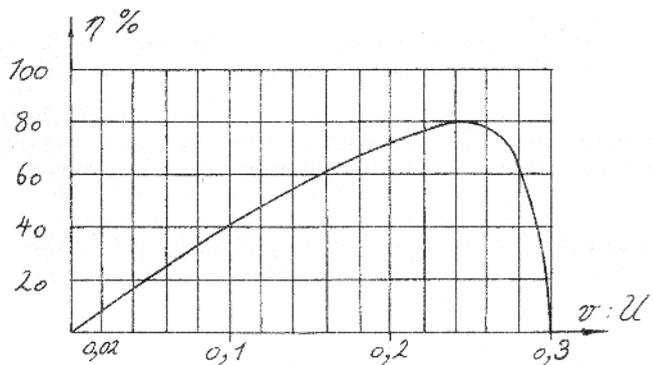
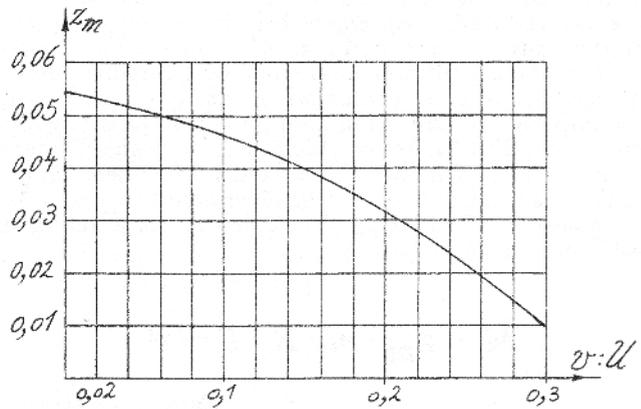
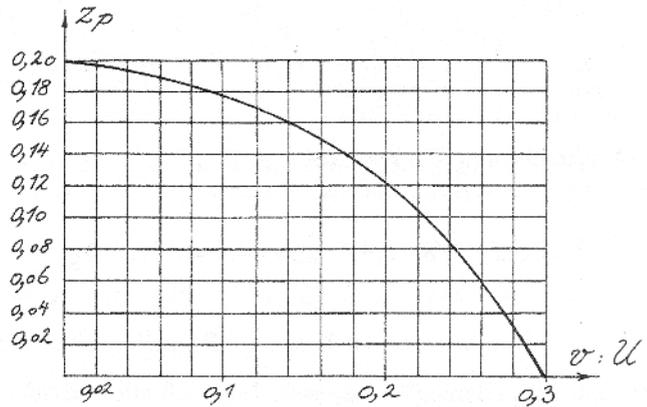


Abb.15, 16 und 17 Die Propellerbeiwerte Zugkraft, Widerstand und Wirkungsgrad

Am Stand würde die selbe Luftschraube eine Zugkraft von:

$$Z = 0,2 \cdot 1/8 \cdot 0,41 \cdot 169,64^2 = 294,97\text{kg}$$

erbringen. Damit haben wir die erste Komponente der Kräfte am Propeller erklärt und begreifbar gemacht.

Ähnlich wie mit dem Beiwert der Propellerzugkraft  $z_p$  verhält es sich auch mit der zweiten Komponente der Luftkräfte am Propeller, dem Widerstandskraftmoment, welches der Motor überwinden muss. Für die Berechnung dieser Größe kann eine ähnliche Formel herangezogen werden wie für die des Beiwertes  $z_p$ . Allerdings darf man hierbei nicht aus dem Auge lassen, daß die Widerstandskräfte, die der Bewegung der einzelnen Propellerelemente entgegenwirken, wie ein Hebel an der Propellernabe ansetzen und daher mit ihrem Kraftmoment, dem Produkt aus der Kraft und dem Abstand zur Drehachse des Propellers, auf diesen einwirken. Den Beiwert des Widerstandskraftmomentes einer Luftschraube bezeichnen wir mit  $z_m$ . Da  $z_m$  nicht die Dimension einer Länge haben kann, müssen wir in die Formel zur Berechnung des notwendigen Momentes, welches der Motor aufbringen muss um die Luftschraube in Drehung zu versetzen, den Halbmesser der Luftschraube  $R$  mit hineinnehmen. Der Beiwert  $z_m$  bleibt hierdurch eine Dimensionslose Größe, die es uns ermöglicht, auch mit Modellschrauben im Windkanal zu arbeiten. Im anderen Fall würde  $z_m$  ja jedes Mal um genau den Betrag kleiner, um den die Modellschraube gegenüber dem Originalpropeller verkleinert wird. Wir können mit diesem Wissen nun also den Beiwert  $z_m$  des Widerstandskraftmomentes der Luftschraube unter Benutzung der folgenden Formel berechnen.

$$M = z_m \cdot m \cdot R \cdot F \cdot U^2$$

Das  $M$  in dieser Rechnung steht für das Moment, welches vom Motor ausgeübt werden muss um die Luftschraube gegen ihren eigenen Luftwiderstand zu drehen.

Genau wie  $z_p$ , so steht auch  $z_m$  in direkter Abhängigkeit zur Größe des Fortschrittsgrades der Luftschraube. Abbildung Nr. 16 zeigt die  $z_m$ -Linie für unsere angenommene Luftschraube aus Abb. 14.

Für eine angenommene Fluggeschwindigkeit von 44m/Sek und eine Umfangsgeschwindigkeit von 169,64m/Sek, also einem Fortschrittsgrad der Schraube von 0,26, zeigt uns Abbildung 16 den zugehörigen  $z_m$ -Wert zu 0,021 an. Damit errechnet sich das notwendige Moment für die Drehung des Propellers zu:

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

Am Stand ist das:

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

Man erkennt daran, daß bei einem gegebenen Motor, wenn dessen Drehmoment unverändert bleibt, die Drehzahl der Schraube am Stand notwendigerweise kleiner ist als im Fluge, da der Kraftaufwand zur Überwindung des Propellerwiderstandes hierbei am größten ist.

### 3.3. Leistung und Wirkungsgrad des Propellers

Da jedes auf die Luftschaube einwirkende Kraftmoment als eine Größe der am Hebelarm ansetzenden Kraft angesehen werden muss, ist die Leistung, welche die Luftschaube aufnimmt gleich dem Ergebnis aus dem Produkt von Drehmoment und Umlaufgeschwindigkeit im Abstand 1 von der Achse. Die Geschwindigkeit im Abstand 1 von dem Mittelpunkt der Drehachse besitzt den Wert  $U : R$ . Die Aufgenommene Leistung beträgt daher  $M \cdot U : R$ . Für unser letztes Beispiel des Dreideckers im Fluge erhielten wir die Werte  $M = 41,81 \text{kgm}$ ,  $U = 169,64$  und  $R = 1,35$ . Aus diesen Werten läßt sich die aufgenommene Leistung von  $41,81 \cdot 169,64 : 1,35 = 5253,81 \text{kgm/Sek.}$  ermitteln. Die PS-Zahl, die der Motor zur Verfügung stellen muss, um die Schraube im Fluge bei  $v = 44 \text{m/Sek.}$  mit 1200 U/Min. drehen zu lassen, beläuft sich auf  $5253,81 : 75 = 70,05 \text{ PS}$ . Die Leistungsabgabe der Luftschaube in diesem Flugzustand berechnet sich aus dem Produkt von  $Z \cdot v = 88,49 \cdot 44 = 3893,56 \text{ kgm/Sek.}$  oder  $3893,56 : 75 = 51,91 \text{ PS}$ .

Das Verhältnis zwischen aufgenommener und abgegebener Leistung eines Propellers bezeichnet man als seinen Wirkungsgrad. Der Wirkungsgrad wird mit dem griechischen Buchstaben  $n$  (eta) bezeichnet. Er ergibt sich aus der Formel:

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

Man kann daraus auch eine vereinfachte Form ableiten und erhält dann die Formel:

$$n = (z_p \cdot z_m) \cdot (v : U).$$

Wie die Beiwerte  $z_p$  und  $z_m$  den Tragflügelbeiwerten  $z_a$  und  $z_r$  analog sind, so fällt nun auch auf, daß eine ähnliche Analogie auch zwischen dem Wirkungsgrad  $n$  des Propellers und der Gleitzahl des Tragflügels vorhanden ist. Abbildung Nr.17 findet sich die Linie des Wirkungsgrades für die Luftschaube der Abbildung Nr.14.

Für den Standlauf erübrigt sich eine rechnerische Feststellung des Wirkungsgrades, da dieser bei  $v = 0$  offensichtlich ebenfalls Null sein muss. Es wird in diesem Fall von

der Luftschraube lediglich Arbeit aufgenommen, aber nicht an den Dreidecker abgegeben.

### 3.4. Der "Schlupf" der Luftschraube

Aus den letzten Sätzen des Abschnitts 3.3. haben wir erfahren, daß beim Fortschrittsgrad Null, der Wirkungsgrad der Luftschraube ebenfalls Null ist, da keine Arbeit abgegeben wird. Nach unserem Diagramm in Abbildung Nr.17 fällt der Wirkungsgrad noch ein zweites Mal auf Null ab, und zwar bei einem Fortschrittsgrad des Propellers von  $v : U = 0,3$ . Man kann sich dieses Verhalten leicht dadurch erklären, indem man sich noch einmal klar darüber wird, was wir bereits in Abschnitt 3.1. über die Bewegung der Luftschraubenelemente sagten. Wir haben dort gesehen, daß der Winkel  $c$  des Geschwindigkeitsvektors  $w$  gebildet wird durch die Größe der Umlaufgeschwindigkeit und der Vorwärtsgeschwindigkeit. Irgendwann muss also bei anwachsendem Fortschrittsgrad ein Punkt erreicht sein, an dem der Winkel  $c$  mit dem Anstellwinkel  $a$  der Propellerelemente zusammenfällt. Wir haben auch schon gesehen, wie bei abnehmendem Anstellwinkel die Luftkräfte geringer werden. Also ist es absolut einleuchtend wenn bei einer bestimmten Größe des Verhältnisses  $v : U$  der Propeller nicht mehr länger eine Zugkraft ausüben kann. An diesem Punkt spätestens ist auch die Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges erreicht. Doch hierzu später näheres.

## **4. Das Zusammenspiel der Tragfläche mit Propeller und Motor**

### 4.1. Die Luftschraube und der Motor

Wir haben in den früheren Abschnitten erfahren, daß, vorausgesetzt alles andere bleibt unverändert, das Widerstandskraftmoment der Luftschraube proportional zur Drehzahl  $n$  steht. Man kann, auf dieser Feststellung aufbauend, die Drehzahlen als Abszisse in einem Achsenkreuz und als Ordinate dazu die Widerstandskraftmomente eintragen. Für feste Größen unterschiedlicher  $z_m$ -Beiwerte kann man in dieses Achsenkreuz gewöhnliche Parabeln einzeichnen und aus diesen Linien die Widerstandskraftmomente der einzelnen Drehzahlbereiche ablesen. Wir wissen auch schon, wie sich eine Veränderung des Fortschrittsgrades der Luftschraube auf die Größe des Beiwertes  $z_m$  unseres Propellers auswirkt. Am Stand ist er am größten und beim waagrechten Geradeausflug am kleinsten. Beim Steigen schließlich wird er etwas größer als im Horizontalflug. In unserer Abbildung Nr.18 haben wir drei Parabeln der eben besprochenen Art in ein Achsenkreuz eingezeichnet.

In Kapitel Nr. 10 des Buches "FOKKER DR.I / Drei Flächen - Eine Legende" haben wir in Abbildung Nr. 28 die Bremslinien für den Oberursel Ur.II Umlaufmotor eingetragen. Wie die Leistungsmessung eines Motors an der Bremse funktioniert läßt sich in jedem guten Buch über Flugmotoren nachlesen. Wir brauchen jetzt die oben erwähnte Abbildung Nr. 28 (nicht in diesem Buch enthalten!) für die weiteren Überlegungen über das Zusammenwirken von Luftschraube und Motor.

Die Bremslinie des Motors, welche das Drehmoment betrifft, kann direkt mit in unsere Abbildung Nr. 18 übertragen werden, welche die Parabeln für den Zusammenhang von Drehmoment und Umlaufzahlen bei verschiedenen  $z_m$ -Beiwerten darstellen. Damit haben wir ein Diagramm erstellt, in dem sich die Parabeln der Widerstandskraftmomente unseres Propellers mit der Linie des lieferbaren Drehmomentes des Oberursel-Motors kreuzen. Die Schnittstellen der Linien geben uns Aufschluss über die Drehzahlen, die der Motor mit unserer Luftschraube aus Abbildung Nr. 14 in den drei Flugzuständen erreichen kann.

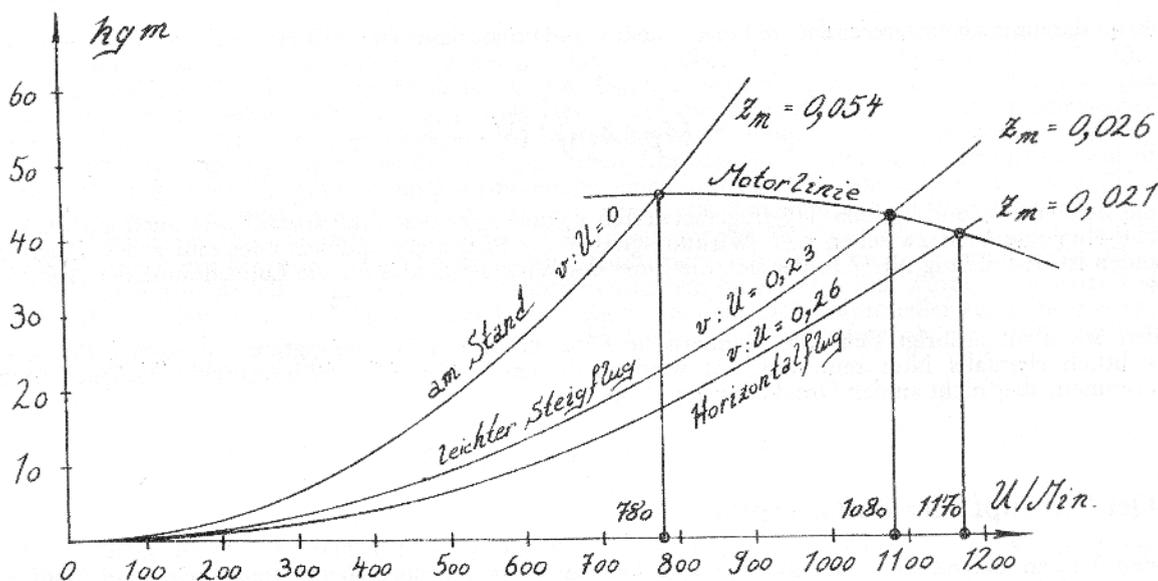


Abb.18

Wenn jemand Schwierigkeiten hat sich des Zusammenhanges klar zu werden, so braucht er sich ja nur vorzustellen, wie der Motor nach dem Anlaufen seine Kraft dazu aufwenden muss, den Propeller in Rotation zu versetzen. Dies geht solange, wie der Motor in der Lage ist, das Widerstandskraftmoment, das der Propeller seiner Drehung entgegenhält, zu überwinden. Irgendwann ist dann die Widerstandskraft des Propellers genauso groß wie die Kraft des Motors. Beide Kräfte werden somit einander gleich und der Propeller dreht mit einer annähernd konstanten Drehzahl. Die Tourenzahl einer Luftschraube steigt also eindeutig mit zunehmender Vorwärtsgeschwindigkeit des Flugzeugs.

Wir wollen jetzt untersuchen, welche Zugkraft unsere Luftschraube in Verbindung mit dem Ur.II Umlaufmotor bei unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten liefern kann. Zu diesem Zweck müssen wir zunächst noch weitere Umdrehungszahlen der Luftschraube bei unterschiedlichen Fortschrittsgraden ermitteln. Dies haben wir in Abbildung Nr. 19 in der eben beschriebenen Weise für die Fortschrittsgrade 0,082, 0,115, 0,15, 0,18, 0,213 und 0,246 getan. Die anhand dieses Diagramms gefundenen Umdrehungszahlen des Motors pro Minute sind 835, 865, 900, 965, 1060 und 1140. Als erstes ist es bei der Suche nach der Propellerzugkraft für verschiedene Geschwindigkeiten notwendig einen Bezug zwischen den eben gefundenen Umlaufzahlen und den betreffenden Fluggeschwindigkeiten herzustellen. Die

Fluggeschwindigkeit erhalten wir aus dem Quotienten Fortschrittsgrad : Umfangsgeschwindigkeit. Die Umfangsgeschwindigkeiten für die Drehzahlen der beiden Diagramme Abbildung Nr. 18 und Nr. 19 bekommen wir durch die Rechnung  $U = n : 60 \cdot 2\pi \cdot R = n \cdot (2\pi : 60) \cdot 1,35 = n : 7,08$ . Also haben wir bei einer Drehzahl von 835 U/Min. eine Umfangsgeschwindigkeit von  $U = 835 : 7,08 = 117,94\text{m/Sek.}$  und erhalten damit eine Fluggeschwindigkeit  $v = 0,082 \cdot 117,94 = 9,67\text{m/Sek.} = 34,82\text{km/Std.}$ . In Abbildung Nr. 20 haben wir in dieser Weise die Fluggeschwindigkeit  $v$  des Flugzeugs der jeweiligen Propellerdrehzahl zugeordnet.

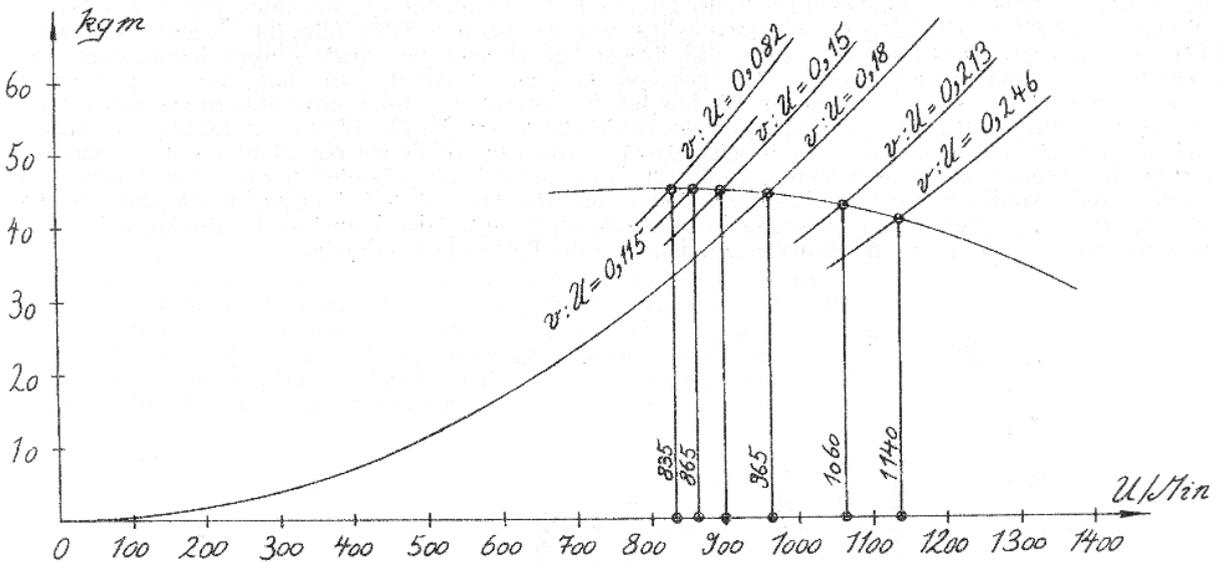


Abb.19

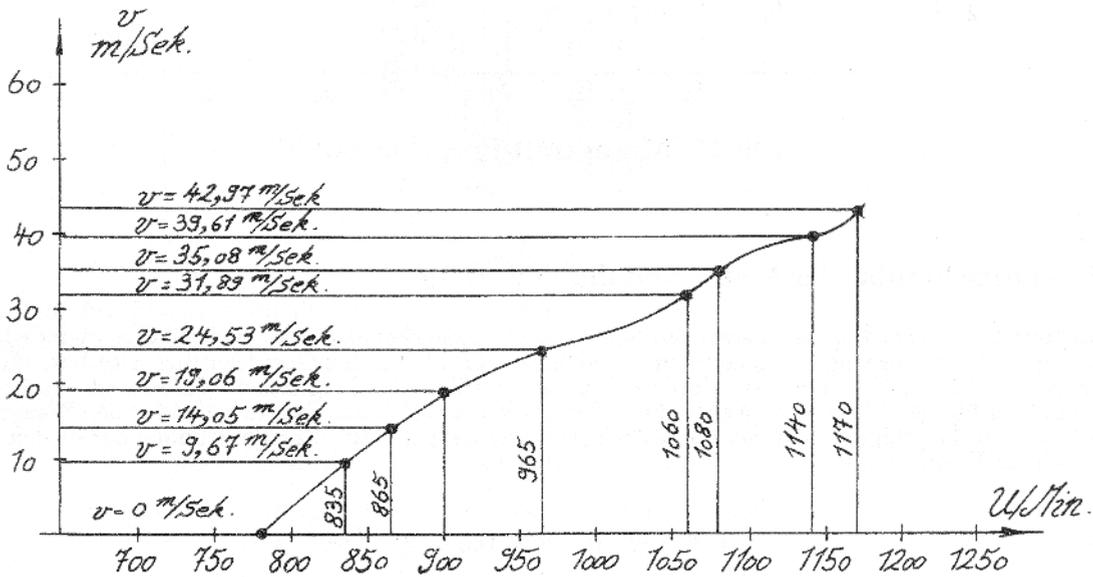


Abb.20

Nachdem wir eine Verbindung zwischen den Drehzahlen und den durch sie erreichten Fluggeschwindigkeiten hergestellt haben, ist es nicht weiter schwer die Zugkraft der

Luftschaube für die in Abbildung 20 gefundenen Geschwindigkeiten des Flugzeugs zu ermitteln.

Zur Festlegung der Fluggeschwindigkeit haben wir gerade eben für alle betroffenen Umdrehungszahlen die Umfangsgeschwindigkeit errechnet. Wenn wir jetzt wissen wollen, welche Zugkraft der Propeller bei einer Drehzahl von 835U/Min., also einer Fluggeschwindigkeit von 9,67m/Sek. erzeugt, so erfahren wir dies durch die Anwendung der in Abschnitt 3.2. erläuterten Formel:

$$Z = z_p \cdot 1/8 \cdot F \cdot U^2.$$

Hier setzen wir einfach die bekannten Daten der Drehzahl 835U/Min. ein. Die Rechnung ergibt  $Z = 0,182 \cdot 1/8 \cdot 0,41 \cdot 117,94^2 = 129,722\text{kg}$ . Da wir festgestellt haben, daß bei  $n = 835\text{U/Min.}$  die Fluggeschwindigkeit 9,67m/Sek. beträgt, wissen wir nun auch, daß unsere Luftschaube bei dieser Fluggeschwindigkeit eine Zugkraft von rund 130kg erzeugt. Im gleichen Schema verfahren wir nun mit den übrigen Fluggeschwindigkeiten der Abbildung Nr. 20. Die für die Berechnung von  $Z$  notwendigen Größen der  $z_p$ -Beiwerte und Fortschrittsgrade entnehmen wir den Darstellungen Nr. 15, Nr. 18 und Nr. 19. Die errechneten Zugkräfte können wieder in ein Schaubild eingetragen werden. In Abbildung Nr. 21 ist die so entstandene Motorkraft-Propeller-Linie eingezeichnet. In dieser Linie kommt die Zusammenarbeit von Motor und Propeller zum Ausdruck. Eine abschließende Berechnung der tatsächlichen Fluggeschwindigkeit, die das Flugzeug erreicht, können wir im nächsten Abschnitt tätigen, wenn wir das Wissen dieses Abschnitts über das Zusammenwirken von Motor und Propeller mit dem über die Tragflächen verbinden.

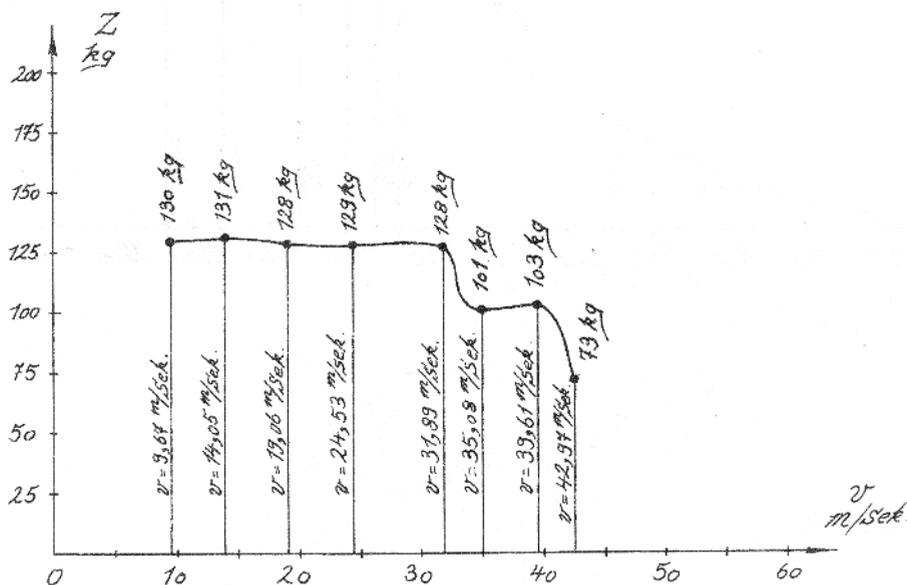


Abb.21 "Motorkraft-Propeller-Linie"

## 4.2. Die Luftschraube, der Motor und die Tragfläche

In Abschnitt 2.5. dieses Kapitels haben wir uns Gedanken darüber gemacht, welche Geschwindigkeit und welche Zugkraft ein Flugzeug von gegebenem Gewicht und Größe für den Geradeausflug erfordert. Wir hatten dort festgelegt, daß die Zugkraft, die erforderlich ist, der Größe von Tragflächen-Widerstand + schädlichem Widerstand der übrigen Flugzeugteile ebenbürtig sein muss. Ebenso stellten wir fest, daß für den Waagrechtflug der Auftrieb der Tragflügel gleich dem Gewicht des Flugzeugs sein muss. Zur Berechnung der beiden Größen stellten wir die Formeln auf:

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

und

$$G = A = z_a \cdot m \cdot F \cdot v^2.$$

Da die Tragflügelbeiwerte  $z_a$  und  $z_r$  von dem jeweiligen Anstellwinkel abhängen, haben wir in Abschnitt 2.5. den Anstellwinkel der Tragflächen gewählt, den uns die Adlershofer Baubeschreibung zum Fokker Dr.I vorgibt, und daraus folgende Werte von  $v$  und  $Z$  errechnet:

$$\acute{a} = 2,4^\circ \quad v = 27,56\text{m/Sek.} \quad Z = 66,18\text{kg.}$$

In der gleichen Vorgehensweise werden wir jetzt für verschiedene Anstellwinkel die notwendige Zugkraft und die Geschwindigkeit für den Waagrechtflug feststellen. Die Rechnungen ergeben:

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

Diese Werte können wiederum in ein Achsenkreuz eingetragen werden, wie wir es aus unseren früheren Abbildungen bereits kennen. In Darstellung Nr. 22 haben wir die Werte von  $Z$  als Ordinaten zu den entsprechenden Werten von  $v$  dargestellt. In diesem Diagramm konnte so ein Bezug zwischen den erforderlichen Zugkräften und den jeweiligen Geschwindigkeiten hergestellt werden. Im Nachfolgenden bezeichnen wir diese Linie als die "Linie I". Sie wird hauptsächlich durch das Flugzeuggewicht und durch die Eigenschaften des Tragflügels bestimmt.

In Abbildung Nr. 21 haben wir die Motorkraft-Propeller-Linie entworfen. Die Form dieser Linie bleibt von Gewicht und Tragflügel völlig unabhängig und wird nur durch das Zusammenwirken von Luftschraube und Motor definiert.

Wenn wir nun diese Linie als die "Linie II" bezeichnen und zusammen mit der "Linie I" in ein und das selbe Schaubild eintragen, so erhalten wir das Diagramm in Bild Nr. 23. Dieses Bild zeigt uns jetzt gleichzeitig die verfügbare und die erforderliche Zugkraft für den Flug des Dreieckers.

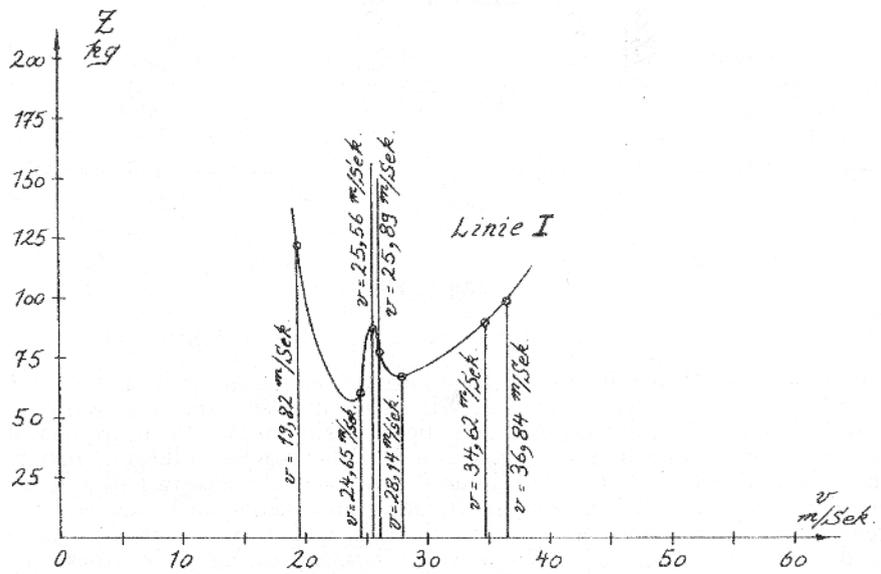


Abb. 22

Wir haben vorher schon gehört, daß ein gleichmäßiger Waagrechtflug des Dreieckers, wie überhaupt jeden Flugzeugs, nur dann möglich ist, wenn die erforderliche Zugkraft mit der verfügbaren Zugkraft übereinstimmt.

Für einen Waagrechten Flug des Dr.I kommen also nur die beiden Punkte A und B des Bildes Nr. 23 in Betracht. In diesen beiden Punkten schneiden sich nämlich die "Linie I", welche die erforderliche Zugkraft aufzeigt, und die "Linie II", die die verfügbare Zugkraft wiedergibt. Aus ganz bestimmten Gründen scheidet die kleinere Geschwindigkeit im Punkt B aus und es bleibt nur noch Punkt A für den Waagrechtflug übrig. Warum dies so ist, wollen wir später genauer erörtern.

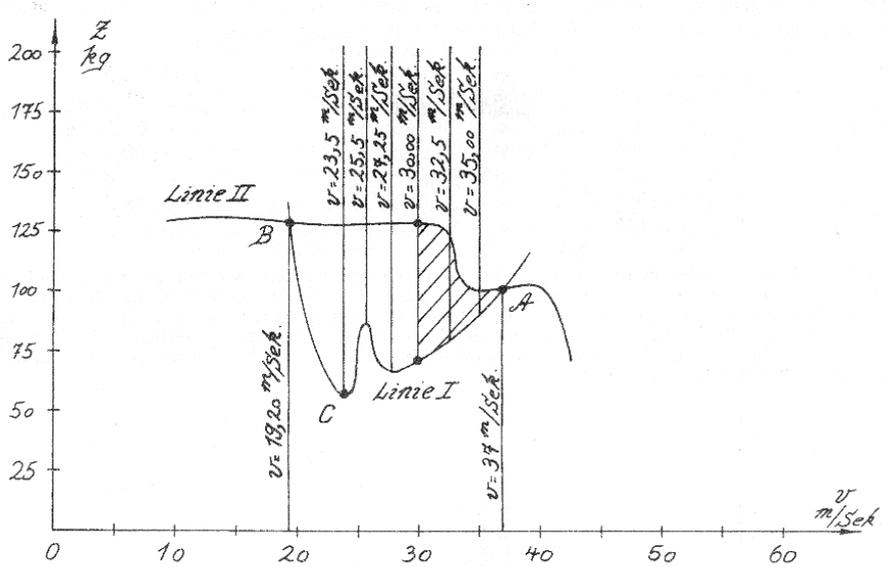


Abb.23

Da die "Linie I" durch den Anstellwinkel der Tragfläche bestimmt wird, gibt uns die Darstellung Nr. 23 auch genau wieder, welcher Anstellwinkel eintritt, wenn die Maschine wagrecht fliegt. Dazu braucht man nur die Geschwindigkeit am Schnittpunkt A herauslesen und in der obigen Tabelle den zu  $v$  gehörigen Anstellwinkel suchen. In unserem Beispiel sitzt der Punkt A bei  $v = 37\text{m/Sek.}$ . Das entspricht ziemlich genau einem Anstellwinkel von  $-2^\circ$ . Auch hierauf wollen wir später noch einmal in einem anderen Zusammenhang zu sprechen kommen.

Aufgrund der Ableitung der "Linie II" im vorangegangenen Abschnitt, wissen wir, daß die Motorkraft-Propeller-Linie der Leistung bei Vollgas entspricht. Wird der Motor aber im Fluge gedrosselt, so tritt anstelle der "Linie II" in Abb. 23 eine sehr ähnliche, aber tiefer liegende Kurve. Man kann also den Motor nicht beliebig weit herunterdrosseln wenn man noch in der Lage sein möchte horizontal zu fliegen. Irgendwann ist die "Linie II" tiefer gesunken als dem tiefsten Punkt der "Linie I" entspricht. In diesem Fall gibt es überhaupt keinen Schnittpunkt mehr zwischen den beiden Zugkraftlinien. Man erkennt auch aus Bild Nr. 23, daß es eine festgesetzte Grenze für die Stellung des Gasdrosselhebels und damit auch für die kleinste mögliche Geschwindigkeit des Horizontalfluges gibt. Wie man leicht feststellen kann, liegt diese Geschwindigkeit nur geringfügig unter der Geschwindigkeit bei Vollgas. Der Bereich, indem man die Fluggeschwindigkeit des Fokker Dr.I im Wagrechtflug also beliebig durch die Stellung des Drosselhebels regulieren kann, ist sehr gering.

#### 4.3. Das Steigen und das Sinken

Ein wagrechter Flug des Dreieckers kann, wie wir schon mehrmals erklärt haben, nur dann stattfinden, wenn die erforderliche Zugkraft die gleiche Größe besitzt, wie die verfügbare Zugkraft. Wir bezeichnen von nun an die erforderliche Zugkraft (Linie I) mit  $Z_1$  und die verfügbare Zugkraft (Linie II) mit  $Z_2$ .

Ein Steigen des Flugzeugs kann nur erfolgen, wenn  $Z_1$  kleiner ist als  $Z_2$ , also ein Überschuss an Zugkraft vorhanden ist, der nur darauf verwendet werden kann, das Flugzeug empor zu heben. Bezeichnen wir mit  $v'$  die Geschwindigkeit, welche in Bild 23 im Punkt C eintritt, also  $23,5\text{m/Sek.}$ , so ergibt sich aus  $Z_1 \cdot v'$  die Arbeitsleistung, die durch die Flugzeugwiderstände aufgebraucht wird, und aus  $Z_2 \cdot v'$  die Leistung, die der Motor durch die Luftschraube abzugeben in der Lage ist.

Die Leistung, die auf das Steigen entfällt, erhalten wir in dem wir das Flugzeuggewicht, wie schon früher, mit  $G$  und die Steiggeschwindigkeit mit  $w$  bezeichnen und das Produkt von  $G \cdot w$  berechnen. Wir sehen also, daß:

$$G \cdot w = Z_2 \cdot v' - Z_1 \cdot v' = (Z_2 - Z_1) \cdot v'$$

sein muss. Aus dieser Formel können wir eine Formel Ableiten, die es uns ermöglicht, die Steiggeschwindigkeit  $w$  zu berechnen. Diese Formel lautet:

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

Für die Geschwindigkeit in Punkt C des Bildes 23 erhalten wir  $v' = 23,5\text{m/Sek.}$  und lesen in der gleichen Darstellung  $Z_1$  zu  $56,25\text{kg}$  und  $Z_2$  zu  $127,8\text{kg}$  ab. Daraus ergibt sich bei einem Flugzeuggewicht von  $571\text{kg}$  eine Steiggeschwindigkeit von  $71,25 : 571 \cdot 23,5 = 2,93\text{ m/Sek.}$  Umso stärker der Überschuss von  $Z_2$  über  $Z_1$  ist, umso größer ist auch die Steiggeschwindigkeit des Dr.I. Wir wollen aber auch noch die Steigzeiten der übrigen, in Abbildung 23 gewählten Fluggeschwindigkeiten wissen und rechnen dazu die Steigzeiten in der gleichen Weise wie oben aus. Für die gewählten Geschwindigkeiten ergibt dies:

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

In Abschnitt 4.2. wurde ausgeführt, daß der Punkt B in Diagramm Nr.23 für einen waagrechten Flugzustand ausscheidet. Wir sind jetzt in der Lage zu verstehen warum das so ist. Die Angelegenheit hängt mit der Tatsache zusammen, daß der Verlauf der "Linie I" unterschiedlichen Anstellwinkeln der Tragfläche entspricht. Hierbei gelten für größere Anstellwinkel kleinere Geschwindigkeiten und für kleinere Anstellwinkel größere Geschwindigkeiten. Will man das Flugzeug aus dem waagrechten Flug in einen Steigflug überleiten, so muss man den Anstellwinkel vergrößern, das heißt, das Flugzeug aufrichten. Durch diese Vergrößerung des Anstellwinkels sinkt natürlich, durch das Wachsen des Beiwertes  $z_r$ , die Fluggeschwindigkeit. Mit abnehmender Fahrt kommen wir nach Abbildung 23 in einen Bereich links des Punktes A und damit in einen Zustand, in welchen  $Z_2$  über  $Z_1$  liegt und damit ein Überschuss an Zugkraft vorhanden ist. Wird die Nase des Dreideckers weiter hochgenommen, so vergrößert sich zunächst die Differenz zwischen  $Z_2$  und  $Z_1$  noch weiter. Bei weiterer Annäherung an den Punkt B verkleinert sich die Differenz wieder, bis sie schließlich in Punkt B selbst gleich Null wird. Man wird sich hieraus darüber klar, daß man die Steiggeschwindigkeit  $w$  nicht beliebig vergrößern kann in dem man das Flugzeug aufrichtet. Im Gegenteil, wird der Anstellwinkel zu weit vergrößert, sinkt die Steiggeschwindigkeit und wird an einem Punkt ebenfalls Null.

Die Piloten mussten demnach im Luftkampf genau wissen, wie sie das Flugzeug zu behandeln hatten, wenn sie aus der guten Steigfähigkeit des Dreideckers einen Vorteil herausholen wollten. Ein zu heftiges Aufrichten führt zu einer Verminderung der Steiggeschwindigkeit.

Man erkennt an den obigen Ausführungen auch noch einmal ganz deutlich, daß die Fluggeschwindigkeit beim Steigen stets kleiner ist als beim Waagrechtflug, da nur Punkte links von A für ein Steigen in Betracht kommen können. Man hat aber auch rechts von A im Gegensatz dazu Geschwindigkeiten mit Vollgas beim Sinken, die weit über der des Waagrechtfluges liegen können. Denn wenn in unserer Formel zur Berechnung von  $w$  das  $Z_1$  größer wird als das  $Z_2$ , so wird die Differenz  $Z_2 - Z_1$  und damit auch  $w$  negativ. Der Bereich, in dem dies geschehen kann, liegt aber rechts von unserem Punkt A und damit in einem Teil des Achsenkreuzes, in dem die Fluggeschwindigkeit  $v$  wächst. Im Jagdflug treten solche Umstände, in denen ein Gegner mit Vollgas in die Tiefe gejagt wurde oder der Pilot selbst sich durch einen Sturzflug einer gefährlichen Situation entziehen mochte, häufig ein.

Der Sinkflug kann aber auch bereits bei kleineren Fluggeschwindigkeiten eingeleitet werden in dem der Motor gedrosselt wird. Man erhält durch diese Vorgehensweise einen Wert von  $w$  dessen Größe negativ ist.

In Abbildung 23 ist ein gewisser Bereich zwischen "Linie I" und "Linie II" schraffiert dargestellt worden. Dieser Bereich reicht vom Schnittpunkt A der beiden Linien bis zu dem Punkt, an dem, nach der obigen Erklärung, der Fall eintritt, an dem die Steiggeschwindigkeit ihren größten Wert erreicht hat. Bei weiterer Annäherung an B muss  $w$  kontinuierlich kleiner werden und schließlich in Punkt B den Wert Null erreichen. Nehmen wir jetzt einmal an, unser Dreidecker würde sich im waagrecht Flug befinden und besäße die Fluggeschwindigkeit, die in Punkt B eintritt. In diesem Fall würden die "Linie I" und die "Linie II" ja einander schneiden und ein Horizontalflug wäre danach tatsächlich möglich. Schwierig wird die Situation aber für den Piloten dann, wenn er jetzt gerne steigen möchte. Er wird hierzu versuchen die Nase seines Flugzeuges nach oben zu ziehen. Dadurch tritt aber durch die Vergrößerung des Anstellwinkels eine unmittelbare Verkleinerung der Fluggeschwindigkeit ein, was dazu führt, daß das Flugzeug in einen Geschwindigkeitsbereich links des Punktes B gerät. Hier ist aber kein Überschuss an  $Z_2$  mehr übrig, so daß das Flugzeug sofort eine Sinkbewegung bei aufgerichteter Nase beginnen wird. Oder Anders formuliert - "es sackt durch". Der Pilot kann einem gänzlichen Durchsacken des Flugzeugs nur dadurch entgegenwirken in dem er sich im Augenblick des "Überziehens" die sogenannte "Umkehrung der Steuerung" zu nutze macht. Er drückt dabei den Steuerknüppel nach vorne, gerade so als wolle er eine Abwärtsbewegung einleiten. Auf alle Fälle aber ist das Überziehen, also der Übergang in den nicht schraffierten Bereich der Darstellung 23, schädlich.

Wir haben schon kurz angesprochen, daß durch eine Drosselung des Motors die Lage der "Linie II" sich nach unten verschiebt. Dadurch wird natürlich das schraffiert angezeichnete Feld immer kleiner und kleiner, bis am Schluss keine Schnittstelle der beiden Kurven mehr existiert. In diesem Fall ist ein Waagrechtfliegen oder gar ein Steigen überhaupt nicht mehr machbar. Der Grund hierfür ist klar. Wenn  $Z_2$  unter  $Z_1$  absinkt, kann für  $w$  nur ein negativer Wert in Frage kommen.

Bei ganz abgestelltem Motor fällt  $Z_2$  auf Null ab. Aus unserer Formel zur Berechnung von  $w$  können wir folgern, daß die Sinkgeschwindigkeit nun gleich:

$$w = Z_1 : G \cdot v'$$

ist. Der Winkel, in welchem das Flugzeug sinkt, wird durch das Verhältnis von Sinkgeschwindigkeit  $w$  zu Fluggeschwindigkeit  $v$  definiert. Die flachste Gleitbahn erhalten wir dann, wenn die Fluggeschwindigkeit  $v$  gleich der Geschwindigkeit ist, die dem tiefsten Punkt der "Linie I" entspricht. Je tiefer dieser Punkt liegt, umso flacher kann das Flugzeug bei abgestelltem Motor ausgleiten. In unserem Fall entspricht das  $w = 56,25 : 571 \cdot 23,5 = 2,32\text{m/Sek.}$

Um den Zusammenhang von Steig- und Sinkgeschwindigkeit klarer zu gestalten wurde Bild 24 entworfen. Für dieses Bild wurden die Werte  $Z_1$  und  $Z_2$  mit den Geschwindigkeiten  $v$  multipliziert, so daß ein Schaubild entstand, welches zu den jeweiligen Fluggeschwindigkeiten die notwendige und die verfügbare Zugleistung an der Luftschraube aufzeigt. Für diese Darstellung gelten die gleichen Überlegungen wie für die Abbildung 23. Allerdings kann man bei dieser Form der Darstellung einige wesentliche Gegebenheiten besser erkennen. So sind drei Punkte eingezeichnet, deren Bedeutung wir eben erklären möchten. Ganz rechts befindet sich der Schnittpunkt der beiden Linien, den wir bereits in Bild 23 mit A bezeichnet haben. In diesem Punkt findet sich die Geschwindigkeit des Horizontalfluges bei auf vollen Touren laufendem Motor. Links von Punkt A befindet sich etwa bei  $v = 30\text{m/Sek.}$  ein weiterer Punkt. In unserem Beispiel fallen hier zwei Dinge zusammen. Zum einen handelt es sich um die kleinste mögliche Geschwindigkeit des Horizontalfluges bei entsprechend gedrosseltem Motor. Das ist der letzte Schnittpunkt zwischen der "Linie I" und der durch die Motordrosselung heruntergedrückten "Linie II". Zum anderen bezeichnet dieser Punkt auch die Geschwindigkeit, bei der die Steiggeschwindigkeit am größten ist. An dieser Stelle liegen die Linien "I" und "II" am weitesten auseinander. Noch weiter links von diesen befindet sich ein dritter Punkt, den wir bereits mit C bezeichnet haben. An diesem Punkt ist die kleinstmögliche Sinkgeschwindigkeit bei

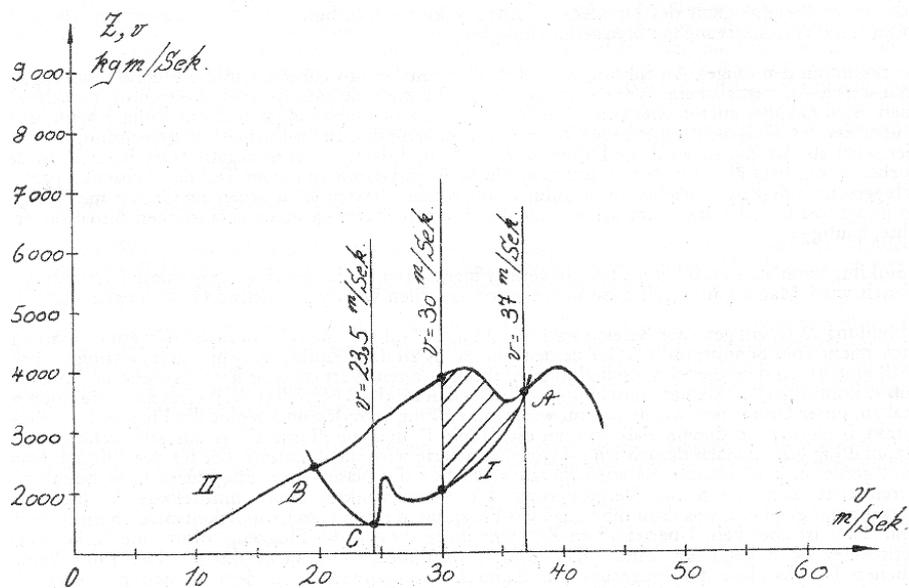


Abb.24

ausgeschaltetem Motor zu suchen. Er ist gleichzeitig auch der tiefstliegende Punkt der "Linie I". Ganz links befindet sich Punkt B, den wir bereits aus Bild 23 kennen.

#### 4.4. Der Flug in der Höhe

In diesem Abschnitt wollen wir versuchen, uns anhand der bisher erlangten Erkenntnisse über die aerodynamischen Verhältnisse am Fokker Dr.I, ein Urteil darüber zu bilden, in welchem Maße sich die Flughöhe, in der sich der Dreidecker befindet, auf die mögliche Fluggeschwindigkeit und Steigfähigkeit der Maschine auswirkt.

Bekanntermaßen verhält es sich so, daß die Steiggeschwindigkeit eines Flugzeuges bei zunehmender Höhe immer weiter abnimmt, bis das Flugzeug seine "Dienstgipfelhöhe" erreicht hat und somit überhaupt nicht mehr steigt, also die Steiggeschwindigkeit auf Null abfällt. Die Begründung hierfür findet sich natürlich in der abnehmenden Luftdichte bei zunehmender Höhe.

Uns interessieren nun die Flugleistungen des Fokker Dr.I in großen Höhen. Zu deren Ermittlung können wir genauso verfahren, wie wir das im Zusammenhang mit Bild 23 erklärt haben. Wir brauchen hier lediglich beiseite gehen und die Linien "I" und "II" unter Berücksichtigung des Wertes der Luftdichte für eine gewählte Höhe neu konstruieren.

Nehmen wir also weiter an, unser Dreidecker befindet sich bei einer Bodentemperatur von 10°C und einem Temperaturgradienten von 0,5°C sowie einem Barometerstand am Boden von 762mm Quecksilbersäule in einer Höhe von 5.000m. Dann stellen wir anhand der Tabelle Nr.2 fest, daß unter diesen Voraussetzungen die Luftdichte  $m = 0,074$  beträgt. Das entspricht 59% des als normal angesehenen mittleren Wertes von  $1/8 = 0,125$ . Zunächst werden wir die "Linie I" so konstruieren, wie wir es von Abschnitt 4.3. her kennen.

Nach Abschnitt 2.5. können wir gemäß der Formel:

$$v = (G : [z_a \cdot m \cdot F])$$

die Geschwindigkeit  $v$  für bestimmte Anstellwinkel ermitteln. Die Fluggeschwindigkeit, ist, wie wir an der Formelaufstellung erkennen können, unmittelbar von der Luftdichte abhängig.

Die Größe der hierfür erforderlichen Zugkraft ist nach der zweiten Formel von Abschnitt 2.5.:

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

gänzlich unabhängig von der Dichtezusammensetzung der Luft. Während also die Werte von  $v$  für die gewählten Anstellwinkel der Werte aus  $m$  umgekehrt proportional sind, woraus folgt, daß wenn  $m$  im Verhältnis 59 : 100 kleiner wird, die Werte für  $v$  beim gleichen Anstellwinkel im Verhältnis 10 : 59 = 1,30 wachsen müssen, bleiben die Werte von  $Z$  für die einzelnen Anstellwinkel die gleichen.

Die Punkte, welche der "Linie I" bei 5.000m Höhe entsprechen, erhalten wir dann, wenn wir die Werte von  $v$  in der mittleren Spalte der Tabelle von Abschnitt 4.2. mit 1,3 multiplizieren. Die Tabelle für die neue "Linie I" sieht damit wie folgt aus:

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

In Bild 25 wurden so die neuen Punkte der "Linie I" für den Höhenflug bei 5.000m eingetragen.

Die "Linie II", wurde ebenfalls neu konstruiert. Genau wie im vorangegangenen Abschnitt wurde eine zeichnerische Herleitung der "Linie II" durchgeführt (Vergl. Abb. 26 und 27).

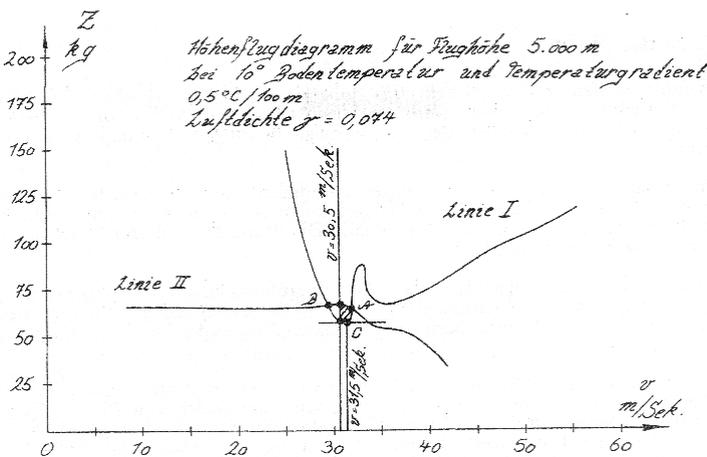


Abb.25

In Bild 26 wurde die Motorlinie um 50% vermindert eingezeichnet.

Eine derartige Verminderung der Motorleistung ist zwangsläufig durch das Abnehmen der Luftdichte bedingt. In unserem Fall des Ur.II Umlaufmotors gingen wir von einer Leistungsabnahme von 10% je km Flughöhe aus. Dies ist mit ziemlicher Sicherheit

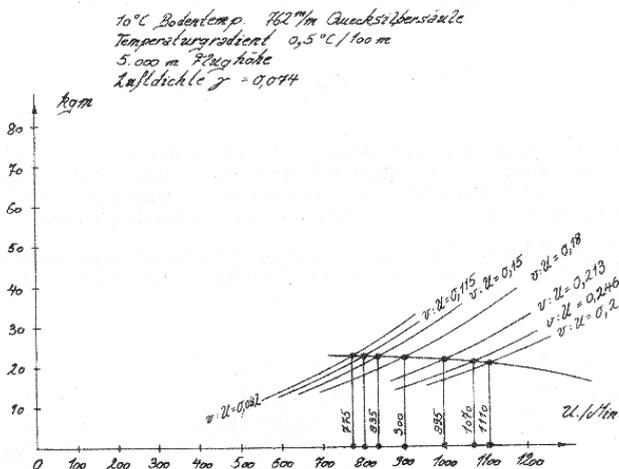


Abb.26

sehr überbewertet, so daß die Flugleistungen des Dreideckers hier etwas günstiger dargestellt werden, als sie der Realität bei Verwendung der Luftschraube aus Abb.14 entsprechen. Leider fehlen Unterlagen darüber, wie viel Prozent seiner Leistung das Triebwerk wirklich in 5.000m Höhe verlor. Abbildung 26 ist demnach genauso entstanden, wie die Diagramme Nr. 18 und 19. Die Darstellung 27 schließlich entspricht in ihrer Entstehung Abb.20.

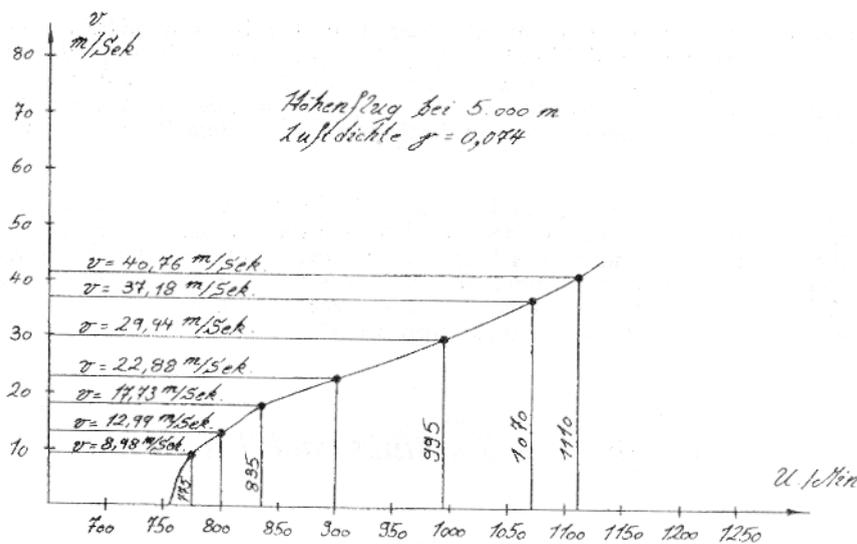


Abb.27

Im Zusammenhang mit Abb.25 können wir die selben Betrachtungen anstellen, wie an Abb.23 und 24. Wir haben auch hier wieder die Schnittpunkte der Linien "I" und "II", die Punkte A und B sowie den Punkt C. Auch für diese Punkte gilt das gleiche wie bei den früheren Darstellungen.

Die Steiggeschwindigkeit  $w$  berechnet sich laut Abschnitt 4.3. nach der Formel

$$w = ([Z_2 - Z_1] : G) \cdot v^2$$

Aus Bild 25 ersehen wir bei  $v^2 = 30,5$ m/sek. die Zugkraft  $Z_2$  zu 67,5 kg und  $Z_1$  zu 58,75. Die Differenz zwischen beiden Zugkräften beträgt 8,85kg. Und daher erhalten wir bei einer Flughöhe von 5.000m  $w = (8,85 : 571) \cdot 30,5 = 0,47$ m/sek. In dieser Höhe beträgt das größtmögliche  $w$  nur noch 0,47m/sek. Man kann daraus deutlich erkennen, daß die Steiggeschwindigkeit bei zunehmender Flughöhe stark nachläßt. Auch die höchste Fluggeschwindigkeit des Waagrechtfluges in Punkt A beträgt in 5.000m nur noch knapp 32m/sek.

Bei noch weiterer Abnahme der Luftdichte, durch Veränderung der Witterung oder durch weiteres Steigen des Dreideckers, sinkt logischerweise die "Linie II" noch weiter ab, bis irgendwann überhaupt kein Schnittpunkt der Linien "I" und "II" mehr existiert. Weiter kann der Fokker Dr.I dann nicht mehr steigen.

#### 4.5. Die Bedeutung des Propellers für die Flugleistung

Die Flugleistungen eines Flugzeuges, wie wir sie anhand der Diagramme in den letzten Abschnitten untersucht haben, also Fluggeschwindigkeit, Steig- und Sinkgeschwindigkeit, Dienstgipfelhöhe u.s.f., können durch die Wahl des Propellers entscheidend beeinflusst werden. Wie wir gesehen haben, wird die Motorkraft-Propeller-Linie durch das Zusammenwirken von Motor- und Propellerkräften bei unterschiedlichen Drehzahlen gebildet. Bleibt der Motor des Flugzeugs der gleiche während der Propeller gewechselt wird, so wird sich natürlich die Motorkraft-Propeller-Linie entsprechend der Eigenschaften des Propellers verschieben.

Damit ändern sich aber auch gleichzeitig die Positionen der Schnittpunkte A & B, sowie die Lage und Größe der größten Steiggeschwindigkeit, der größtmöglichen Fluggeschwindigkeit des Waagrechtfluges sowie dessen kleinste Geschwindigkeit. Je nach dem, wie sehr sich der eine Propeller von dem anderen unterscheidet, fallen diese Leistungsunterschiede größer oder kleiner aus.

Man wird immer bestrebt sein eine Luftschraube mit größtmöglichem Wirkungsgrad zu wählen. Allerdings haben wir auch schon gesehen, daß der Wirkungsgrad des Propellers in direkter Abhängigkeit des jeweiligen Fortschrittsgrades  $v : U$  der Luftschraube steht.

Wie groß der Unterschied der Luftschraube sein kann, wollen uns am Beispiel des Fluges des Fokker Dr.I in 5.000m Höhe verdeutlichen. In Abbildung 25 sehen wir, daß der Punkt des Waagrechtfluges in Punkt A bei etwa 32m/Sek. liegt. Der Fortschrittsgrad der dieser Geschwindigkeit entspricht liegt bei  $32 : 142,72 = 0,224$ . In der Darstellung Nr.17 sehen wir den Wirkungsgrad der Luftschraube bei diesem Fortschrittsgrad bei ca. 75% liegend. Der Punkt, der in Bild 25 der Geschwindigkeit entspricht, bei der die Steiggeschwindigkeit am größten ist, sitzt bei 30,5m/Sek. Der Fortschrittsgrad hierbei liegt bei  $30,5 : 141,37 = 0,215$ , also ist der Wirkungsgrad der Luftschraube hier ebenfalls ca. 75% groß. Man sieht, daß unser Propeller aus Abb.14 in diesem Falle nichts von der Motorleistung verliert, wenn in 5.000m Höhe ein Steigflug eingeleitet wird.

Anders verhält es sich bei unserem Beispiel in den Diagrammen 23 und 24. Hier liegt der Punkt des Waagrechtfluges bei 37m/Sek., was einem Fortschrittsgrad von  $37 : 156,92 = 0,236$  entspricht. Die Luftschraube erreicht hier einen Wirkungsgrad von ca. 78%. Der Punkt der größten Steiggeschwindigkeit liegt bei 30m/Sek.. Der Fortschrittsgrad hierbei ist  $30 : 148,44 = 0,202$ . Der Wirkungsgrad, den der Propeller bei diesem Fortschrittsgrad erreicht beträgt nur noch etwa 70%. Es ist also ein Unterschied von 8%, der von der Motorleistung gewissermaßen verloren geht. An diesen Ausführungen kann man erkennen, daß unsere Luftschraube zwar nicht schlecht gewählt ist, aber dennoch nicht die beste Wahl für den Fokker Dr.I darstellt. Denn, ihren höchsten Wirkungsgrad erreicht sie bei einem Fortschrittsgrad von etwa 0,25 und er liegt bei ca. 80%. Da in den beiden Fallbeispielen der Wirkungsgrad nur zwischen 70% und 78% zu erreichen war, sehen wir, daß ihr günstigster Wirkungsgrad

von 80% außerhalb des gesamten Bereiches der Betriebszustände zwischen dem Waagrechtflug und dem stärksten Steigen liegt.

Eine andere Luftschaube kann demzufolge die Leistungen des Dreideckers noch verbessern. Die Antwort auf die Frage, wie eine Luftschaube gewählt werden soll, läßt sich nicht allgemein beantworten. Hier liegt auch eine gewisse Freiheit in der Verwendung des Flugzeugs. Je nach dem man den Propeller wählt, um einen größeren Wirkungsgrad bei größerem oder kleinerem  $v : U$  zu erzielen, kann man die Motorleistung mehr zur Erzielung von Steigleistung oder Fluggeschwindigkeit ausnutzen. Und genauso je nach dem spricht man von einem "Steigpropeller" oder einem "Geschwindigkeitspropeller".

## **5. Steuerung, Stabilität, Stabilisierung**

### 5.1. Allgemeines

In allen vorangegangenen Erläuterungen haben wir immer nur von Flugsituationen gesprochen, die als dauernde oder stationäre Betriebszustände bezeichnet werden können. Der Dreidecker, sowie im übrigen auch jedes andere verwendbare Flugzeug muss aber auch über solche Einrichtungen verfügen, die es ihm ermöglichen aus einem Dauerzustand in einen anderen überzugehen. Außerdem müssen diese Einrichtungen den Flugzeugführer in die Lage versetzen Störungen eines stationären Zustandes entgegenzuwirken.

Die Wirkungsweise solcher Steuer- oder Stabilisierungsorgane erfolgt dadurch, daß durch ihre Bewegung entstehende Luftkräfte in geeigneter Weise auf das Flugzeug übertragen werden. Die Bauteile eines Flugzeuges, welche diese Luftkräfte aufnehmen, heißen je nach dem, welche Aufgabe sie zu erfüllen haben (Steuerung, Stabilität) Ruder oder Flossen.

Die Störungsbewegungen, die während einem stationären und geradlinigem Flug auftreten können, werden allgemein in zwei Kategorien eingeteilt. Erstens spricht man von Längsbewegungen des Flugzeugs und zweitens von seinen Querbewegungen.

Wir stellen uns den Dreidecker zunächst in einem geradlinigen Waagrechtflug vor. Die Flugzeugachse oder auch Luftschauben- bzw. Längsachse genannt, weist dabei in die Bewegungsrichtung. Die vertikale Ebene, die direkt durch diese Achse verläuft heißt Mittel- oder Längsebene. Eine Störungsbewegung in der Mittel- oder Längsebene zählt zu den Längsbewegungen. Eine solche Störung kann sich dadurch äußern, daß die Mittel- oder Längsebene, ohne dabei aus ihrer ursprünglichen Lage herauszutreten, von der normalen Bewegungsrichtung abweicht. Das Flugzeug kann dabei eine Kursabweichung in der vertikalen aufweisen (Nase senkt bzw. hebt sich).

Gegenüber der Längsbewegung des Flugzeugs steht seine Querbewegung. Man versteht hierunter die mögliche Verschiebung des Flugzeuges längs seiner

Querachse und damit senkrecht zur Mittel- oder Längsebene, also seine Drehung um erstens die Längsachse und zweitens um seine vertikale Achse (Flugzeug "rollt" nach links bzw. rechts, Flugzeugnase dreht nach links bzw. rechts).

Die jeweiligen Einrichtungen gliedern sich in drei Gruppen. Wir werden nun zuerst versuchen uns ein klares Bild über die unterschiedlichen Zwecke der jeweiligen Flugzeugorgane zu machen. Die erste Gruppe wird durch diejenigen Organe gebildet, welche dazu dienen, die Steuerung des Kurses, das heißt eine willkürliche Änderung des Geschwindigkeitsvektors herbeizuführen, zu übernehmen. Eine solche Kursänderung findet ihre Einleitung darin, daß das Flugzeug erst einmal dementsprechend verdreht wird. Hierbei muss es sowohl um seine vertikale, wie auch um seine Querachse geschwenkt werden können. Nach allem, was wir bisher wissen, zählt die erste dieser beiden Veränderungen zu den Querbewegungen und die zweite zu den Längsbewegungen.

Das zur Seitensteuerung dienende Seitenruder ist eine ebene Fläche, die am Schwanzende des Flugzeugs in geeignetem Abstand zum Schwerpunkt drehbar gelagert ist. Sein Anstellwinkel im Luftstrom kann durch den Flugzeugführer reguliert werden. Ganz entsprechend der Richtung des Seitenruderausschlages nach links oder rechts, erfährt die Ruderfläche einen Luftdruck von links oder rechts und drückt damit den Schwanz der Maschine in die entsprechende Richtung. Ganz ähnlich funktioniert auch die Längssteuerung durch das Höhenruder. Dieses Ruder ist eine ebenfalls ebene Fläche, die um eine waagrechte, quer zur Flugrichtung verlaufende Achse drehbar gelagert ist und auch durch den Piloten eingestellt werden kann. Auch hier entstehen bei einem Ausschlag Luftkräfte, die das Schwanzende nach oben oder unten drücken.

Etwas komplizierter wird es nun werden, wenn wir versuchen wollen zu verstehen, was man unter der Stabilität oder den Organen zur Erzielung der Stabilität versteht. Ganz allgemein formuliert kann man sagen, daß ein Bewegungs- oder auch ein Ruhezustand dann als "Stabil bezeichnet wird, wenn er die Eigenart besitzt nach einer äußeren Störung wieder, ohne zusätzliche Hilfe von außen, sich selbst wieder herzustellen. Diese kurze Umschreibung soll hier zunächst genügen. Genauere Informationen lassen sich in jedem Physikbuch unter der Überschrift "STATIK" nachlesen. Zur besseren Verdeutlichung fügen wir hier nur noch die Abb. 28 bei.



Abb. 28: Verschiedene Gleichgewichtszustände

Bis jetzt haben wir mit unseren Modellrechnungen lediglich die Bedingungen untersucht, unter denen das Flugzeug im Gleichgewicht ist. Hierbei gingen wir bis jetzt

immer nur davon aus, daß sich die Luftkräfte, welche auf die einzelnen Teile des Flugzeugs sowie auf die Tragfläche und die Luftschraubenelemente einwirken, gegenüber dem Flugzeuggewicht und der Motorkraft im Gleichgewicht sind. Ob diese Rechenergebnisse praktischen Wert besitzen oder nicht, hängt letzten Endes davon ab, ob der Zustand des Gleichgewichts stabiler Natur ist oder nicht. Tatsächlich liegt bei einem Flugzeug aber der Umstand so, daß wenn Tragfläche, Motor, Luftschraube und weitere Teile des Flugzeugs miteinander vereinigt werden, ein System entsteht, dessen berechneter Zustand wohl ein Gleichgewichtszustand ist, aber ein vollständig labiler. Wenn ein Flugzeug keinerlei Einrichtungen besitzt, die dafür sorgen, daß aus diesem labilen System ein, wenigstens in gewissem Grad, stabiles System wird, dann ist ein Fliegen mit ihm ebenso unmöglich, wie ein unbeschädigtes Ei auf die Spitze zu stellen.

Die Einrichtung, welche die Stabilität in der Längsbewegung, das heißt Stabilität gegenüber Störungen die zur Längsbewegung des Flugzeuges gehören, herbeiführt, wird im allgemeinen Höhen- oder Dämpfungsfläche genannt. Einen ähnliche Effekt der Stabilisation der Längsbewegung kann dadurch erreicht werden, daß die Tragflächen pfeilförmig nach hinten gezogen werden. Dieses Mittel zur Stabilitätserlangung wurde aber wie wir wissen beim Fokker Dr.I nicht angewendet. Bei ihm wird die Stabilisation lediglich durch die Dämpfungsfläche erlangt.

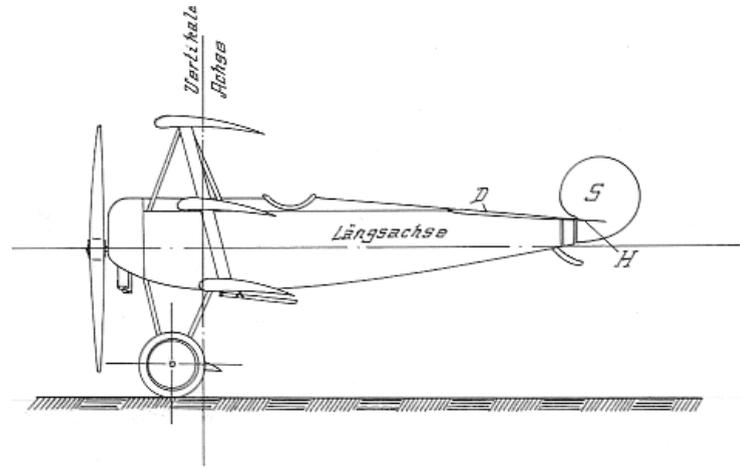
Stabilität in der Querrichtung zu erreichen ist um einiges komplizierter, als es bei der Längsstabilität der Fall ist. Einigermaßen läßt sich bei einem Flugzeug die Querstabilität dadurch erreichen, daß man den Tragflügeln eine V-Stellung gibt, oder die Flügelenden ähnlich den Flugsamen der Zanonía-Pflanze stark nach oben gebogen werden. Auch hier wissen wir, daß diese Methoden der Stabilisation in der Querrichtung beim Dreidecker nicht zur Anwendung kamen. Wie aber wird die Stabilität in der Querrichtung beim Dr.I erreicht? Nun, zunächst ist das Flugzeug in der Tat in der Querrichtung sehr instabil.

Die Tatsache, daß der Dreidecker nur als instabil in der Querrichtung bezeichnet werden kann, leitet zur Erläuterung der dritten, in der Überschrift dieses Abschnittes erwähnten Gruppe von notwendigen Einrichtungen über, nämlich zu den Organen, die zur Stabilisierung des Gleichgewichtszustandes dienen.

Da das Flugzeug an sich, sowohl in der Längs, wie auch in der Querbewegung immer nur als bedingt stabil angesehen werden kann (bei entsprechend großen Störungen kann nie von 100%iger Stabilität ausgegangen werden), muss es über Organe verfügen, welche direkt durch den Piloten bedient werden können, um ihm zu ermöglichen etwaigen äußeren Störungen gezielt und wirkungsvoll entgegen zu arbeiten.

Die Stabilisierung wird hauptsächlich für die Querbewegung benötigt. Nach dem oben gesagten, ist der Dreidecker in der Querbewegung absolut instabil, wäre also unmöglich zu fliegen, wenn er nicht über die entsprechenden Einrichtungen zur Stabilisierung dieses Übels verfügen würde. Die Organe, welche diese Aufgabe übernehmen, werden Querruder genannt. Genau wie das Höhen- und das Seitenruder

sind die Querruder ebene Flächen, die an den Flügelenden drehbar um eine Achse längs der Flügelhinterkante gelagert sind. Die Querruder werden auch Verwindungsklappen genannt, da zu Beginn der Luftfahrt noch die gesamten Tragflügelenden verwunden (verbogen) wurden. Die Querruder sind gegenläufig arbeitende Klappen, das bedeutet, bei einem Querruderausschlag geht die eine Klappe nach oben, während die andere nach unten geht. Wie wir später noch genauer sehen werden, entsteht dabei an der Tragflügelhälfte, an welcher die Klappe nach unten ausschlägt eine Erhöhung des Auftriebs, der den Flügel nach oben zwingt und an der anderen Tragflügelhälfte wird der Auftrieb durch das nach oben ausschlagende Querruder vermindert, so daß diese Flügelhälfte fällt, wodurch natürlich das gesamte Flugzeug um seine Längsachse gedreht wird. Hierdurch kann der Pilot direkt gegen etwaige Störungen vorgehen und den Gleichgewichtszustand wieder herbeiführen.



D = Dämpfungsfäche  
 H = Höhenruder  
 S = Seitenruder  
 Q = Querruder

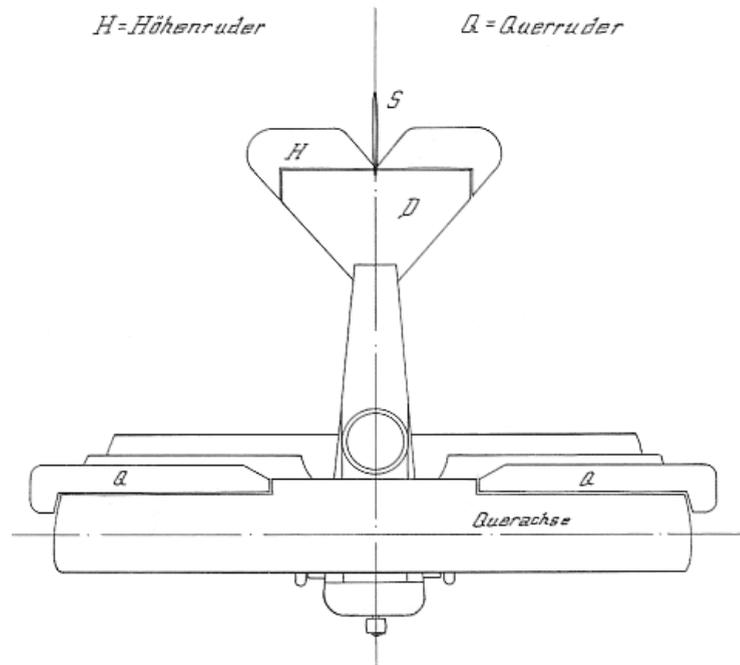


Abb.29 Die Achsen des Flugzeuges

Durch die Tatsache, daß der Dreidecker von Hause aus, übrigens auch durch seine kurze Spannweite und geringe Flügeltiefe, in der Querbewegung labil ist, reagiert er natürlich "giftig" auf die Betätigung der Querruder, was seiner Manövrierfähigkeit nur zu gute kommen kann.

Störungen in der Längsbewegung, die wegen ihrer Größe nicht durch die Dämpfungsfäche kompensiert werden können, können nur durch die Betätigung des Höhenruders stabilisiert werden.

In Darstellung 29 sind die Lagen und Namen der Achsen, Flossen und Ruder noch einmal bildlich wiedergegeben.

## 5.2. Der Schwerpunkt des Flugzeuges sowie das Druckmittel der Tragfläche

Für das Gleichgewicht eines Flugzeuges genügt es nicht alleine, daß sich die Kräfte: Auftrieb = Gewicht, Widerstand = Zugkraft gegenseitig aufheben. Wie man weiß, werden zwei parallel liegende, gleich große Kräfte, die entgegengesetzt an zwei Punkten eines Körpers angreifen als Kräfte- oder Drehpaar bezeichnet. Das bedeutet, daß sie den Körper nicht im Gleichgewicht belassen, sondern ihn verdrehen möchten. Demzufolge reicht es nicht aus, daß die Summen aller auf einen Körper einwirkenden Kraftkomponenten in jeder Richtung null sein müssen, um ihn im Gleichgewicht zu belassen, sondern es müssen auch die Summen aller "Momente" der Kräfte null sein.

Diese Gleichgewichtsbedingung müssen wir noch zu den bisher in diesem Buch angestellten Betrachtungen hinzufügen, da wir sie bisher gänzlich außer Acht gelassen haben. Sie gehört aber unbedingt zu den Bedingungen des Gleichgewichtes und damit des stationären Waagrechtfluges.

Alle Kräfte, welche jetzt einer gemeinsamen Untersuchung bedürfen, sind die Schwerkraft, der Auftrieb und Rücktrieb der Tragfläche, der schädliche Widerstand der übrigen Flugzeugteile sowie das Widerstandskraftmoment der Luftschraube und die Zugkraft. Den durch die umlaufenden Teile des Motors auftretenden gyroskopischen Effekt, der über die eben genannten Kräfte hinaus auch noch auf das Flugzeug einwirkt, lassen wir zunächst ganz unbeachtet. Ihn wollen wir später gesondert bewerten.

Wenn wir die oben genannten Kräfte erwähnen, dürfen wir eines nicht bei ihrer Betrachtung übersehen. Es handelt sich bei den Begriffen: Auftrieb, Zugkraft, Widerstandskraftmoment u.s.f. nur um Zusammenfassungen vieler gleichmäßig verteilter und an allen Punkten des Flugzeugs angreifenden Kräfte. Jede einzelne dieser Kraftkomponenten setzt sich selbst wiederum aus zahlreichen Einzelkräften zusammen.

Als erstes wollen wir die Schwerkraft betrachten. Das Gesamtgewicht des Flugzeugs wirkt an allen Teilen der Maschine und dem, was sich in ihr befindet, nach unten. Die Resultierende dieser Kräfte wird als die "Schwerkraft" bezeichnet. Sie geht immer durch einen fixen Punkt des Flugzeuges. Dieser Punkt heißt: der "Schwerpunkt". In Abbildung 30 ist die Lage des Schwerpunktes beim Fokker Dr.I eingezeichnet. Er selbst ist mit "S" gekennzeichnet.

Wir haben auch schon mehrmals gehört, daß die Luftkräfte, die auf die einzelnen Teile der Tragfläche wirken, eine Resultierende ergeben, deren Vektor nahezu senkrecht zur Tragflügel-Profil-Sehne steht. In Bild 30 sind die Resultierenden Tragflügelkräfte  $K$  von Ober-, Mittel- und Unterflügel in ihrer Lage eingezeichnet (in dieser Grafik geben die Pfeile lediglich die Richtung und Lage der Kräfte an, nicht aber ihre Größe). Ihre genaue Richtung wird durch das Verhältnis  $z_r : z_a$ , also durch die Gleitzahl definiert. Ihre Lage ist damit alleine aber noch nicht vollständig gegeben. Um die Lage genau bestimmen zu können, muss noch ihr Schnittpunkt mit der Profilsehne bekannt sein. In

Darstellung 31 haben wir das Profil des Dreideckers noch einmal herausgezeichnet. Hier ist die Lage und Größe der resultierenden, auch das "Druckmittel" genannt, für den positiven Anstellwinkel von  $2,4^\circ$  eingezeichnet. Die Lage dieses Druckmittels wird, genau wie die Beiwerte  $z_a$  und  $z_r$  des Profils bei Versuchsreihen im Windkanal ermittelt, und da sich das Druckmittel bei Veränderung des Anstellwinkels verschiebt, auch gleich für die untersuchten Anstellwinkel notiert. Die Lage des Druckmittels wird im Verhältnis zur Flächentiefe  $L$  bestimmt. Sein Abstand von der Vorderkante des Profils wird mit  $e$ , und von der Hinterkante mit  $e'$  bezeichnet. In dem Polardiagramm Bild 8 ist die Druckmittelwanderung als eine gestrichelte Linie eingezeichnet. Diese Linie stellt zusammengehörnde Werte der Ordinaten  $C_a$  und der Abszissen von  $C_m$  dar.  $C_m$  entspricht hierbei nichts anderem als  $e \cdot C_a : L$ .

In Abbildung 30 ist die Gesamterresultierende der einzelnen Luftkräfte  $K_O$ ,  $K_m$  und  $K_U$  ebenfalls eingezeichnet und mit  $K$  bezeichnet. Ihre Lage verschiebt sich natürlich durch die ungleiche Größe der Flügel und der damit Hand in Hand gehenden Auftriebsverteilung nach vorne in Richtung der größten Tragflügelfläche. Anhand der Abbildung Nr. 8 kann die Lage und Richtung der Resultierenden der einzelnen Flügel für jeden beliebigen Anstellwinkel genauestens eingezeichnet werden.

Als weitere zu beachtende Kraft haben wir noch den schädlichen Widerstand der einzelnen Flugzeugteile. Diese Kraft ist der Bewegungsrichtung des Flugzeuges entgegengerichtet. Die Resultierende des schädlichen Widerstandes läßt sich nur sehr schwer berechnen. Ihre Lage kann aber mehr oder weniger gut abgeschätzt werden. In Bild 30 haben wir die Resultierende mit  $W$  bezeichnet und ihre Lage etwas unterhalb der Längsachse des Dreideckers vermutet. Wenn man diese Linie so weit nach vorne verlängert, bis sie sich mit der Gesamterresultierenden  $K$  der drei Flügel schneidet, so kann man diese beiden Kräfte  $K+W$  nach dem Parallelogrammgesetz zu einer neuen Resultierenden zusammensetzen. Die so entstandene Resultierende wurde mit  $K'$  bezeichnet. Sie ist stärker gegen die lotrechte der Flugzeugachse geneigt als  $K$ .

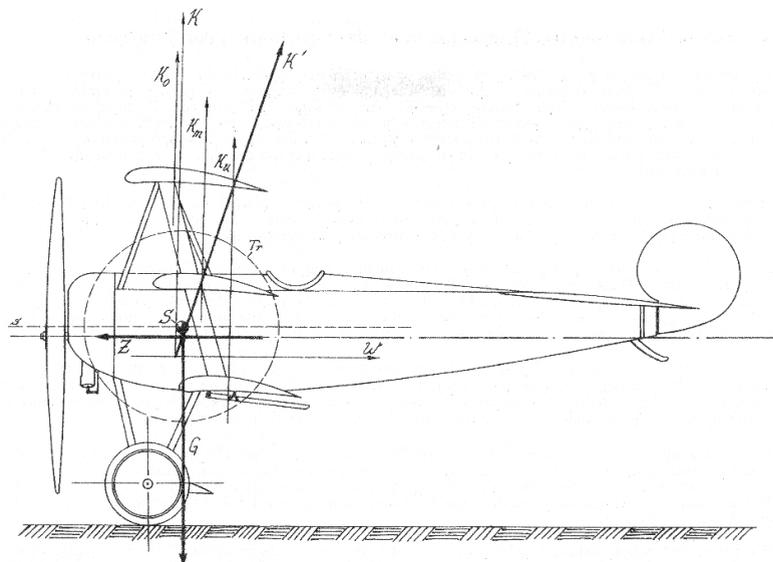


Abb.30 Die Kräfte am Flugzeug

Da das Widerstandskraftmoment der Luftschraube für das Längsgleichgewicht ausscheidet, ist die letzte Kraft, die wir hier noch erörtern müssen die Zugkraft der Luftschraube. Auf Grund der gleichmäßigen Form der beiden Luftschraubenblätter fällt die Resultierende  $Z$  der Luftkraft genau auf die Drehachse des Propellers. Ihr Vektor wird meistens genau in die Flugrichtung weisen.

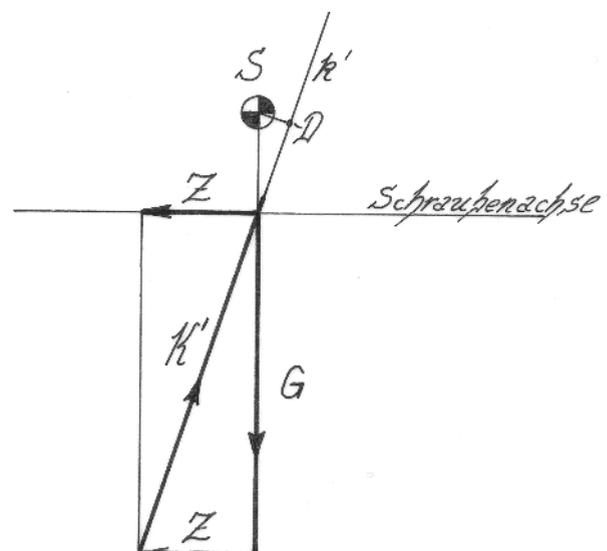
### 5.3. Die Gleichgewichtserhaltung

Die in Bild 30 dick eingezeichneten Kräfte: Schwerkraft, Resultierende  $K'$  und die Zugkraft, sind die drei hauptsächlichen Kräfte, welche auf unseren Dreidecker einwirken. Aus der Statik ist bekannt, daß drei unterschiedliche Kräfte nur dann die Momentenbedingung erfüllen können, wenn sich ihre Wirkungslinien in einem gemeinsamen Punkt schneiden. Für einen stationären Geradeausflug ist es also unbedingt erforderlich, daß sich die Wirkungslinien der drei Resultierenden  $G$ ,  $K'$  und  $Z$  in einem gemeinsamen Punkt treffen. Nur dann kann das System in der Längsrichtung im Gleichgewicht sein. In Bild 30 ist diese Voraussetzung als erfüllt angenommen worden.

Man erkennt aus der Darstellung auch leicht, daß der Schnittpunkt der drei Kräfte unterhalb des Schwerpunktes liegt. Dies hat auch seinen Grund, denn, wenn die Luftschraubenachse, wie abgebildet, unter dem Schwerpunkt hindurchläuft, ist der nach vorne gerichtete Zug der Luftschraube bestrebt, die Maschine so um den Schwerpunkt zu drehen, daß sich die Flugzeugnase nach oben hebt, und sich der Schwanz nach unten senkt. Dieser Kraft, oder besser diesem Drehmoment wirkt im Waagrechtflug das entgegengesetzte Drehmoment der Luftkraft  $K'$  entgegen, so daß sich beide Drehmomente aufheben und das Flugzeug seine Lage in der Längsrichtung beibehält. Eine gute Überleitung zum Gleitflug wird durch diese Anordnung des Schwerpunktes ebenfalls erreicht, indem daß sobald der Motor gedrosselt wird, die Zugkraft abnimmt, was dazu führt, daß an einem bestimmten Punkt das Drehmoment der Luftkraft  $K'$  überwiegt und die Nase des Dreideckers dadurch herunter geht.

Zur besseren Verdeutlichung dieser Zusammenhänge fügen wir hier die Abbildung 31 bei, die die Lage der Kräfte um den Schwerpunkt herum noch einmal darlegt. In der Abbildung ist auch die Übereinstimmung von  $Z$  mit der waagrechten und von  $G$  mit der senkrechten Teilkraft der Resultierenden  $K'$  anschaulich dargestellt. Über die Notwendigkeit dieser Übereinstimmung haben wir ausführlichst in Abschnitt 4 dieses Kapitels gesprochen.

**Abbildung 31: Lage der Kräfte um den Schwerpunkt**



In obigem Bild haben wir den Abstand der Resultierenden  $K'$  vom Schwerpunkt mit  $k'$ , den Abstand von  $Z$  vom Schwerpunkt mit  $z$  bezeichnet. Auf diese Weise entstanden zwei rechtwinkelige Dreiecke,  $ABC$  und  $ADS$ , die beide den Winkel in  $A$  gemeinsam haben. Dadurch sind diese Dreiecke einander ähnlich und wir können die Beziehungen:

$$z : k' = K' : Z \quad \text{oder} \quad z \cdot Z = k' \cdot K'$$

ableiten. Hierbei ist das Produkt  $z \cdot Z$  die Größe desjenigen Momentes, mit dem die Luftschrauben-Zugkraft versucht, die Flugzeugnase um den Schwerpunkt nach oben zu drehen. Das Produkt  $k' \cdot K'$  hingegen ist das Moment, welches bestrebt ist den Schwanz des Dreideckers um den Schwerpunkt nach oben zu zwingen. Aus der obigen Beziehung können wir ersehen, daß beide Produkte gleich sind und sich damit gegenseitig aufheben. Demzufolge ist die zuvor genannte Momentenbedingung erfüllt und damit der stationäre Waagrechtflug auch praktisch möglich.

In diesem Zusammenhang wollen wir noch schnell die beiden Begriffe "schwanzlastig" und "kopflastig" erklären. Die beiden Abstände vom Schwerpunkt  $k'$  und  $z$  entsprechen den Hebelarmen, an denen die Kräfte  $K'$  und  $Z$  angreifen. Wenn nun der Hebelarm  $k'$  kleiner ist, als der Bedingung  $z \cdot Z = k' \cdot K'$  entspricht, so überwiegt in der Konsequenz das Drehmoment  $z \cdot Z$ , welches die Flugzeugnase hebt - das Flugzeug ist schwanzlastig. Im anderen Fall eines zu großen Hebelarmes  $k'$  überwiegt das Drehmoment  $k' \cdot K'$ , was dazu führt, daß die Flugzeugnase um den Schwerpunkt nach unten gedrückt wird - das Flugzeug ist kopflastig.

Es gibt verschiedene Möglichkeiten ein Flugzeug, das sich als kopf- bzw. schwanzlastig herausgestellt hat nachträglich auszubalancieren. Man kann beispielsweise die Anordnung der Lasten verschieben, so daß die Lage des Schwerpunktes geändert wird, oder man ändert die Position der Tragflügel, wobei sich hauptsächlich und in erster Linie die Lage der Resultierenden  $K'$  verschiebt. Eben so gut kann der Rumpf verlängert oder verkürzt werden. Das am einfachsten durchzuführende aber wird sein, der Dämpfungsfläche einen entsprechenden Anstellwinkel zu geben. Es ist klar, daß bei einer Dämpfungsfläche, deren Anstellwinkel im Wagrechtflug  $0^\circ$  beträgt allerhöchstens ein schädlicher Widerstand entsteht. Gibt man aber einer Dämpfungsfläche einen positiven Anstellwinkel, so erfährt sie zusätzlichen Auftrieb. War das Flugzeug schwanzlastig, so kann dieser Mangel durch ein positives Anstellen der Dämpfungsfläche leicht behoben werden. Umgekehrt läßt sich natürlich das selbe Resultat bei einem kopflastigen Flugzeug durch eine negative Einstellung der Höhenflosse erreichen. Die Dämpfungsfläche des Fokker Dr.I besaß einen positiven Anstellwinkel von  $4,7^\circ$ . Aber hierzu erst später mehr.

Es läßt sich leicht denken, daß ein Flugzeug auch noch so sorgfältig eingestellt sein mag und trotzdem nie voll im Gleichgewicht sein kann. Man denke nur an die Verlagerung des Gewichtes durch Spritverbrauch, Munitionsverbrauch oder Bewegungen des Piloten sowie plötzlichen Störungen von außen (z.B. Windstöße). Solchen Störungen des Gleichgewichtes muss der Pilot durch die vorhin schon erwähnte Betätigung des Höhenruders entgegen wirken.

Was noch zu untersuchen bleibt, ist der Einfluss, den das Widerstandskraftmoment  $M$  des Propellers auf das Gleichgewicht des Flugzeuges ausübt. Während vorher alle Kräfte ( $G, K', Z$ ) ausschließlich auf die Längsbewegung des Flugzeuges einwirkten, ist es bei der Kraft  $M$  der Luftschraube etwas anders. Sie versucht das Flugzeug entgegen dem Drehsinn der Luftschraube um die, der Luftschraubenachse  $sS$  (Abb.30) parallele Achse des Schwerpunktes zu drehen. Wie wir schon gehört haben, fällt eine solche Rollbewegung in den Bereich der Querbewegungen des Flugzeuges. Die Größe von  $M$  ist gleich dem Antriebsmoment des Motors und für seine Berechnung können wir eine Formel verwenden, deren Herleitung wir in jedem guten Buch über Motoren bekommen können. Diese Formel lautet:

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

Hierin steht  $L$  für die PS-Leistung des betreffenden Motors und  $n$  für die Zahl der Umdrehungen pro Minute. In unserem Fall des Dreideckers beträgt das Widerstandskraftmoment somit  $M = 716 \cdot (110 : 1200) = 66 \text{kgm}$ . Mit diesem Moment ist die Luftschraube bestrebt, den Dreidecker so um seine Schwerpunktachse zu verdrehen, daß sich der rechte Flügel hebt und der linke sich senkt. Auf beiden Flügelhälften lastet das halbe Gesamtgewicht des Flugzeugs, also 285,5kg. Die Spannweite des Mittelflügels des Dreideckers beträgt 6,225. Die Entfernung der Tragflügelmitten links und rechts des Rumpfes, an denen man sich die 285,5kg angreifend denken kann, beträgt  $6,225 : 2 = 3,11 \text{m}$ . Denkt man sich jetzt den Auftrieb des linken Flügels um  $66 : 3,11 = 21,22 \text{kg}$  vergrößert und gegenüber um ebensoviel verkleinert, so ergibt die Gesamtsumme immer noch 571kg, aber die Drehmomente heben sich nicht auf, sondern ergeben 1,56 ( $571 + 21,22$ ) in der Drehrichtung der Luftschraube und ihrem Drehsinn entgegengesetzt 1,56 ( $571 - 21,22$ ), so daß  $3,11 \cdot 21,22 = 66 \text{kgm}$  entgegengesetzt zum Drehmoment  $M$  der Luftschraube übrig bleiben.

Nach obiger Rechnung kann das Rückdrehmoment des Propellers dadurch ausgeglichen werden, indem man dafür sorgt, daß diejenige Tragflügelenseite, welche nach unten gedrückt wird um 13,84% mehr Auftrieb liefert als die andere. In der Praxis sieht das so aus, daß die Querruder des Dreideckers, solange der Steuerknüppel in "Neutralstellung" ist, bereits einen entsprechenden Ausschlag besitzen. Des weiteren kann beim Dreidecker eine leichte Einstellung des Seitenruders diesen Effekt ebenfalls unterstützen, denn dadurch, daß sein größter Teil oberhalb der Schwerpunktachse  $sS$  (Abb.30) liegt, bewirkt eine hieran angreifende Luftkraft nicht nur eine Drehung des Flugzeugs um seine vertikale Achse, sondern auch eine Drehung um die Schwerpunktachse, was zu einer Rollbewegung der Maschine führt. An diese Betrachtung wollen wir am Ende dieses Heftes noch ganz gesondert anknüpfen wenn es darum geht den Sinn der Krümmung der oberen Rumpfgurte hinter dem Cockpit um ca.  $1^\circ$  nach unten zu erörtern.

5.4. Die an den Rudern und der Dämpfungsfläche des Dreideckers auftretenden Kräfte und das Trägheitsmoment der Maschine.

Alle Kräfte, welche an den Querrudern, dem Seitenruder, dem Höhenruder sowie an der Dämpfungsfläche auftreten, können nach genau den selben Gesetzmäßigkeiten berechnet werden, die wir bisher in diesem Kapitel für alle Luftkräfte gefunden haben. Für alle Ruder sowie auch die Dämpfungsfläche des Dreideckers kann gelten, daß es sich hierbei um nahezu ebene Flächen handelt. Die Ruder sind drehbar gelagert, so dass der Winkel, in welchem sie dem Luftstrom ausgesetzt sind, durch den Führer über Seilzüge und entsprechende Einrichtungen im Führerraum beliebig eingestellt werden kann. Die Dämpfungsfläche ist fest (nicht verstellbar) mit dem Rumpf verbunden und besitzt einen positiven Anstellwinkel von 4,7°.

Das Kräftespiel an ebenen Flächen, welche mit unterschiedlichen Anstellwinkeln durch die Luft bewegt werden, wurde bereits eingehend vom Vater der Fliegerei, Otto Lilienthal untersucht. Die Kräfte, die auf eine solche ebene Fläche einwirken können wir berechnen, wenn wir für die Kraft in kg den Buchstaben  $P$ , für die Geschwindigkeit  $v$ , für die tatsächliche Fläche des zu untersuchenden Ruders in  $m^2$   $F$ , für die Dichte der Luft  $m$  einsetzen und darüber hinaus einen entsprechenden Beiwert der Fläche  $z_e$  nennen.

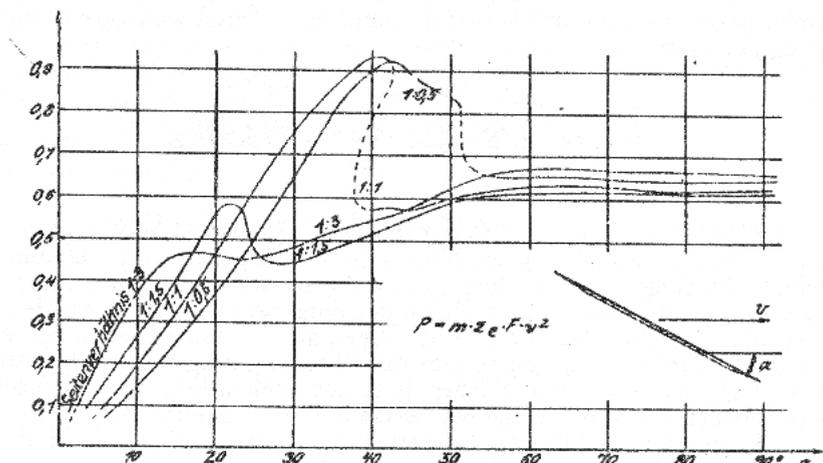
Anhand allem bislang erklärten können wir zur Berechnung aus den obigen Angaben die folgende Formel herleiten:

$$P = z_e \cdot m \cdot F \cdot v^2.$$

Genau wie bei der Berechnung des Auftriebsbeiwertes  $z_a$ , hängt auch der Beiwert eines Ruders zum einen von dem Anstellwinkel und von der Formgestaltung des betreffenden Ruders unmittelbar ab. Handelt es sich bei dem Ruder um ein Rechteck, so spielt besonders das Verhältnis der Seitenlängen eine große Rolle. In der untenstehenden Darstellung Nr. 32 sind die Ergebnisse von Versuchen mit rechteckigen Flächen bei Anstellwinkeln von 0° bis 90° und Seitenverhältnissen der Breite zur Tiefe von 3, 1,5, 1 und 0,5 dargestellt.

Schaut man sich jetzt einmal den Verlauf des Beiwertes  $z_e$  der Fläche mit dem Verhältnis Breite:Tiefe = 3:1 näher an, so stellt man fest, daß er zunächst bis zu

Abb.32 Beiwerte rechtwinkliger Platten unterschiedlicher Seitenverhältnisse.



einem Anstellwinkel von etwa  $12^\circ$  proportional zu ihm wächst, dann aber ganz zu wachsen aufhört und sogar wieder etwas abfällt ehe er bei wesentlich größeren Anstellwinkeln erneut etwas ansteigt. Man kann hieraus den richtigen Schluss ziehen, daß bei Höhen- und Querrudern des Fokker Dr.I, die ja erheblich breiter als tief sind, eine Einstellung über  $12^\circ$ - $15^\circ$  wenig Sinn macht, da hierdurch offensichtlich keine Erhöhung der Steuerwirkung zu erreichen ist. Für ein solches Quer- oder Höhenruder im Verhältnis 1:3 beträgt nach Abbildung 32 der Beiwert  $z_e$  bei einem Anstellwinkel von  $12^\circ$  etwa 0,4. Man kann demzufolge für die Berechnung von  $P$  eines solchen Ruders bei einem Anstellwinkel von  $12^\circ$ , was dem maximal sinnvollen Ausschlag entspricht, in der Rechnung den Beiwert  $z_e$  mit 0,4 ansetzen und erhält als Ergebnis bei einer Geschwindigkeit von 44m/Sek. für  $1\text{m}^2$  Fläche:

$$P = 0,4 \cdot 1/8 \cdot 1 \cdot 44^2 = 96,8\text{kg/m}^2.$$

Die Querruder des Dreideckers besitzen ein Verhältnis Breite:Tiefe = 1:8. Leider liegen für derartige Seitenverhältnisse keine Aufzeichnungen des Beiwertes  $z_e$  vor. Zwar arbeitet das Fokker-Team-Schorndorf augenblicklich auch an den Vorbereitungen zu entsprechenden Versuchen, aber die Ergebnisse werden nicht so zeitig verfügbar sein, daß sie noch hier mit eingebracht werden können. In einer späteren Auflage wird dieser Mangel aber behoben werden. Bis dahin werden wir annehmen, daß der maximal effektive Ruderausschlag bei etwa  $10^\circ$  liegt und der dabei erreichbare Wert von  $z_e$  höchstens 0,3 erreicht. Mit diesen - vorerst fiktiven - Werten wollen wir nun auch die auf das Querruder einwirkende Kraft bei einer Fluggeschwindigkeit von  $v = 44\text{m/Sek.}$  berechnen. Die Gesamtfläche eines Querruders beläuft sich auf  $0,78\text{m}^2$ . Damit kommen wir zu dem Ergebnis:

$$P = 0,3 \cdot 1/8 \cdot 0,78 \cdot 44^2 = 56,63\text{kg}.$$

Auch für das Höhenruder kann eine solche Rechnung vorgenommen werden. Beim Höhenruder haben wir den Fall vor uns, daß es sich um zwei Flächen handelt, welche beide das Verhältnis Breite:Tiefe = 3:1 besitzen. Wir können also eine Rechnung in der zuerst beschriebenen Weise durchführen und zwar in der Art, daß zunächst eine Seite untersucht wird und das Ergebnis mit 2 multipliziert wird. Auch hier soll die Geschwindigkeit  $v = 44\text{m/Sek.}$  angenommen werden. Die Fläche einer Höhenruderseite beträgt  $0,56\text{m}^2$ . Damit erhalten wir als Ergebnis für  $P$ :

$$P = 0,4 \cdot 1/8 \cdot 0,56 \cdot 44^2 = 54,2\text{kg}.$$

Nehmen wir dieses Ergebnis mal zwei, so bekommen wir als Gesamtsteuerdruck, der mit dem Höhenruder erreicht werden kann  $54,2 \cdot 2 = 108,4\text{kg}$ .

Etwas anders verhält es sich mit dem Beiwert des Seitenruders des Fokker Dr.I. Wie wir in der Abbildung 32 sehen können, verläuft die Beiwertslinie für Flächen mit dem Verhältnis Breite:Tiefe = 1:1, was dem Dreidecker-Seitenruder in etwa entspricht, etwas anders als diejenige einer Fläche im Verhältnis 1:3. Der Unterschied besteht darin, daß die Größe von  $z_e$  bei einem Anstellwinkel von  $12^\circ$  nur etwa halb so groß ist,

aber dafür noch bis etwa 40° ansteigt und dabei einen Höchstwert von immerhin 0,92 erreicht. Damit liegt er um etwas mehr als doppelt so hoch wie bei einer Fläche mit dem Verhältnis 1:3. Die Steuerwirkung, welche das Seitenruder bei einem maximalen Ausschlag von 40° und einer Geschwindigkeit von 44m/Sek. bei einer Fläche von 0,66m<sup>2</sup> erzeugt, beträgt:

$$P = 0,92 \cdot 1/8 \cdot 0,66 \cdot 44^2 = 146,94\text{kg.}$$

Bei den hier berechneten Größen der Steuerkräfte von Höhen-, Quer- und Seitenruder darf nicht übersehen werden, daß es sich nur um einigermaßen genaue Näherungswerte handeln kann, da zum einen bei der Wahl der Beiwerte von ebenen rechteckigen Flächen ausgegangen wurde und zum anderen nur die Ruder gesondert für sich und nicht in Verbindung mit den übrigen Teilen des Flugzeugs betrachtet wurden. Die Steuerwirkung des Höhenruders beispielsweise dürfte tatsächlich höher liegen als das was wir eben berechnet haben. Das ist darauf zurückzuführen, da das Höhenruder gemeinsam mit der Dämpfungsfläche ein System einer gewölbten Fläche bildet (bei Ausschlag). Bei gewölbten Flächen liegt aber bekanntlich die aufgenommene Luftkraft in höheren Bereichen als bei ebenen Flächen, welche bei verschiedenen Anstellwinkeln dem Luftstrom ausgesetzt werden. Genauere Versuche zur Feststellung des Beiwertes der Ruder, auch in Verbindung mit den übrigen Flugzeugteilen stehen noch aus.

Die Entscheidung über die notwendigen Abmessungen der Ruderflächen und deren Abstand vom Schwerpunkt des Flugzeuges hängt auch besonders davon ab, wie die einzelnen Gewichte des Flugzeugs verteilt sind. Ist die Belastung sehr nahe um den Schwerpunkt angeordnet, so äußert sich dies in einer geringeren Gesamtträgheit des Flugzeuges, was zu einer größeren Wendigkeit führt und gleichzeitig erlaubt die Größe der Ruderflächen kleiner zu bemessen. Die Größe, durch die die Trägheit eines Flugzeuges bestimmt wird, nennt man den Trägheitsradius, bzw. das Trägheitsmoment des Flugzeuges.

Der Trägheitsradius für jede beliebige, durch den Schwerpunkt laufende Achse kann man rechnerisch ermitteln, sobald man die Gewichte der einzelnen Flugzeugteile und ihre Lage im Bezug auf den Schwerpunkt kennt. Bezeichnet man dann die Gewichte der einzelnen Belastungen und Flugzeugteile mit  $A, B, C, D, E, \dots$  und gleichzeitig die Abstände dieser Teile von der betreffenden, durch den Schwerpunkt gelegten Achse mit  $a, b, c, d, e, \dots$  und bildet den Ausdruck  $A \cdot a^2 + B \cdot b^2 + C \cdot c^2 + D \cdot d^2 + E \cdot e^2 + \dots$  und dividiert anschließend die Summe durch das Gesamtgewicht  $G$ , so braucht man daraus nur noch die Quadratwurzel zu ziehen, um das Resultat, die Größe des gesuchten Trägheitsradius  $r$  zu bekommen. Man nennt dieses  $r$  auch den Trägheitsradius des Flugzeuges der betroffenen Achse.

Auch diese Rechnung wollen wir nun durchführen und wählen hierfür die wichtigsten Größen, ihre Gewichte und Entfernungen vom Schwerpunkt aus.

A = Propeller + Nabe  
B = 110PS Le Rhône

a = 1,030m  
b = 0,768m

C = Fahrwerk	c = 0,240m
D = voller Tank	d = 0,192m
E = kompletter Oberflügel	e = 0,120m
F = Mittelflügel	f = 0,120m
G = Unterflügel	g = 0,240m
H = Sitz + Halterung	h = 0,960m
I = Pilot	i = 0,720m
J = Höhenleitwerk	j = 3,480m
K = Schwanzkufe	k = 3,720m
L = Maschinengewehre mit Mun.	l = 0,288m
M = Seitenruder	m = 4,152m
N = Rumpf	n = 0,600m

Die Rechnung die sich hieraus ergibt, sieht wie folgt aus:

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

In dieser Rechnung wurde die Multiplikation  $X \cdot x^2$  bereits ausgeführt. Die einzelnen Gewichte der Größen  $A, B, C, D, E, \dots$  finden sich an anderer Stelle in dem Buch "FOKKER DR.I / Drei Flächen - Eine Legende".

Der Trägheitsradius des Fokker Dr.I beträgt also 0,8m. Wir haben ihn in Abb.30 gestrichelt eingezeichnet und mit  $Tr$  bezeichnet. Es handelt sich hierbei um den Trägheitsradius der durch den Schwerpunkt gelegten Achse die parallel zur Querachse des Flugzeugs verläuft. Diese Achse kommt für die Wirkung des Höhenruders in betracht. Das Steuerkraftmoment des Höhenruders soll unter sonst gleichen Bedingungen mindestens proportional zum Gesamtgewicht im Quadrat des Trägheitsradius ( $G \cdot r^2$ ) sein. Im anderen Fall würde die Steuerung sehr schwerfällig reagieren, da ihr Impuls nicht in der Lage ist die Trägheit des Flugzeugs um die entsprechende Achse zu überwinden.

Für den Dreidecker und sein Höhenruder tritt folgender Fall ein:

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

und dagegen:

$$\text{Steuerkraftmoment} = P \cdot \text{Hebelarm (Ruder-FL.Schwerpunkt)} = 108,4 \cdot 3,96 = 429,26 \text{kgm.}$$

Wir sehen also, daß:

$$356,44 < 429,26$$

und damit diese Bedingung erfüllt ist.

Genauso lassen sich natürlich auch die Trägheitsradien für die durch den Schwerpunkt gehende vertikale Achse (Seitenruderwirkung) und für die durch den Schwerpunkt gehende Längsachse (Querruderwirkung) berechnen. Wir wollen hier darauf verzichten diese Rechnungen auch noch aufzuzeigen, da sie sich nicht von der eben durchgeführten unterscheiden. Wer sich hierfür interessiert kann die Rechnung nach dem obigen Beispiel selbst durchführen.

5.5. Die Ruderanlenkung und die durch den Piloten aufzubringenden Kräfte für ihre Betätigung.

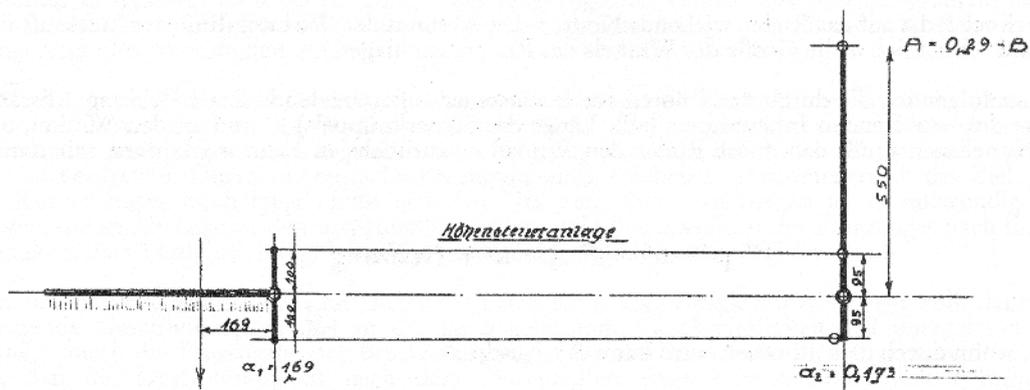


Abb.33 Höhenruderanlenkung.

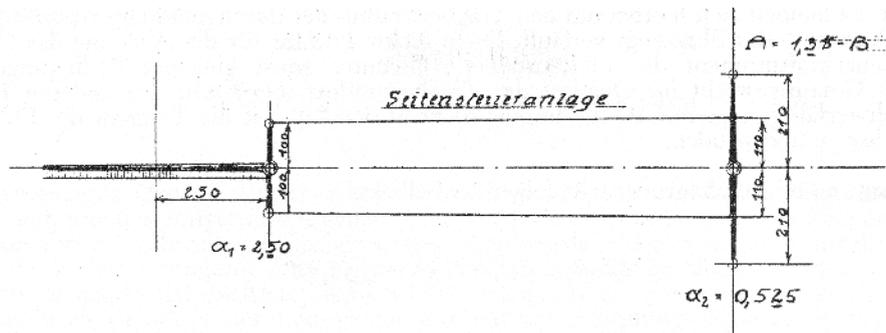


Abb.34 Seitenruderanlenkung.

Einen weiteren wichtigen Faktor darf man bei der Auslegung der Ruder nicht übergehen. Die Rede ist von dem, durch den Piloten zu erbringenden Arbeitsaufwand bei der Inbetriebnahme der Ruder im Flug. In Abbildung 33 und 34 ist der mechanische Zusammenhang zwischen den Steuerbetätigungseinrichtungen und den Rudern dargestellt. Die Anlenkung des Seitenruders wird durch Seilzüge erreicht, welche im Cockpit an einem Fußhebel befestigt sind und durch dessen Austreten den einen Ruderhebel heranziehen, den anderen nachlassen. Dadurch wird das Seitenruder um seinen Holm, welcher gleichzeitig seine Drehachse darstellt, gedreht. Der Bewegungsablauf wird durch die Beinkraft des Piloten aktiviert.

Die Anlenkung von Quer- und Höhenruder erfolgt über den Steuerknüppel. Die Höhenrudersteuerseile laufen im Cockpit an Punkte ober- und unterhalb seiner Drehachse und von dort aus an die unteren und oberen Ruderhebel des Höhenruders. Durch Heranziehen und Wegdrücken der Steuersäule von seinem Körper kann der Pilot die Seilzüge aktivieren und dadurch den Ruderausschlag bewirken. Die Querruder werden durch ein Kippen des Steuerknüppels nach links oder rechts in Betrieb genommen. Durch diese Bewegung wird die Steuerwelle in Drehung versetzt. Auf dieser Welle sind zwei Hebelarme angebracht an denen die Steuerseile befestigt sind. Durch die Drehung der Welle zieht der eine Hebelarm die Seile heran, der andere läßt sie locker.

Die auf die Ruder wirkenden Kräfte werden durch die Steuerseile auf die entsprechenden Bauteile der Steuerbetätigungseinrichtungen im Führerraum übertragen. Der Kraftaufwand, der vom Piloten bei der Betätigung der Ruder aufgebracht werden muss entspricht den Ruderkräften plus der Reibungsarbeit, welche in den Umlenkrollen und Leitungslagern verzehrt wird. Die auftretende Reibung wird verständlicher Weise immer möglichst gering gehalten, um den notwendigen Kraftaufwand zu minimieren. Die Arbeit, welche an einem Ruder in Betätigung, das heißt bei Drehung um einen gewissen Winkel geleistet wird, rechnet sich zu:

$$P \cdot p \cdot w$$

Hierbei bezeichnet  $P$  die auf das Ruder wirkende Kraft,  $p$  den Abstand der Wirkungslinie der Luftkraft von der Ruderachse und schließlich  $w$  die Größe des Winkels des Ruderausschlages.

Nennen wir im folgenden die durch den Piloten am Innensteuer aufzuwendende Kraft  $P'$ , ihren Abstand von der Drehachse des betreffenden Innensteuers (z.B. Länge des Steuerknüppels)  $p'$  und  $w'$  den Winkel, den das Innensteuer einnehmen muss, damit das Ruder den Winkel  $w$  zurücklegen kann, so können wir daraus die Gleichung:

$$P' \cdot p' \cdot w' = P \cdot p \cdot w + \text{Reibung}$$

ableiten oder, wenn durch  $p' \cdot w'$  dividiert wird kann der Ausdruck:

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

gebildet werden.

Das Verhältnis  $p \cdot w : p' \cdot w'$  wird auch die Übersetzung der Steuerung genannt. Die Übersetzung der Steuerung muss aus zwei Gründen sorgfältig gewählt werden. Erstens, da für die Größe  $P'$  auf Grund der körperlichen Leistungsfähigkeit des Piloten nur ein ganz bestimmter Höchstwert in Frage kommen kann. Zweitens, da, wenn  $P'$  zu gering ausfällt, die Steuerung zu empfindlich sein würde.

Es stellt sich nun die Frage, welche Größe geändert werden kann, um für  $P'$  ein geeignetes Maß zu erzielen. Der Wert von  $p'$  kann nur geringfügig verändert werden, da die Abmessungen der Steuerbetätigungs-Einrichtungen auf Grund des anatomischen Körperbaus des Menschen in bestimmte Grenzen gesetzt sind. Auch das Verhältnis  $w:w'$  kann wenig geändert werden, da die Größe des Ruderausschlages  $w$  durch die Anforderungen des Flugzeuges einerseits und die Größe der Bewegungsfreiheit  $w'$  der Innensteuerungen durch die Bewegungsmöglichkeiten des Piloten andererseits beschränkt werden. Das einzige, was zur Veränderung des durch den Piloten zu erbringenden Kraftaufwandes bei der Betätigung des Ruders herangezogen werden kann bleibt damit der Abstand  $p$  der Wirkungslinie der Luftkraft  $P$  am Ruder von dessen Drehachse. Die Wirkungslinie  $p$  kann durch aerodynamischen Ausgleich näher an die Drehachse der Ruder herangebracht werden. Aerodynamischer Ausgleich, das ist, wenn ein Teil der Ruderfläche vor dem Drehpunkt angebracht ist. Der Druck, der auf diesen Teil des Ruders wirkt, ist bestrebt, das Ruder um die Drehachse entgegen dem Sinn zu drehen, den der Rest der Ruderfläche bewirkt. Hierdurch wird dem Piloten ein gewisser Teil der Arbeit abgenommen. Diese Art der Regulierung von  $P'$  wurde auch an allen Rudern des Fokker Dr.I angewendet. Alle Ruder des Dreideckers werden "teilweise entlastete" Ruder genannt. Bei völliger Entlastung der Ruder würde  $p = 0$  sein. Völlig entlastete Ruder sind nicht zu empfehlen, da, wie bereits erwähnt, die Steuerung in einem solchen Fall zu sensibel auf eine unbeabsichtigte Betätigung reagieren würde.

Als maximale Obergrenze der durch einen Menschen über längeren Zeitraum aufbringbaren Kräfte können angesehen werden:

25kg Zug oder Druck der Arme auf die Steuersäule,

45kg Druck mit dem Fuß auf die Seitenruderpedale.

## 5.6. Die Funktionsweise der Steuerung

Die Art und Weise in der die Höhensteuerung wirkt läßt sich sehr einfach und einleuchtend erklären. Wenn sich das Flugzeug in einem stationären Waagrechtflug befindet und der Pilot dem Höhenruder durch Heranziehen des Steuerknüppels einen positiven Ausschlag nach oben erteilt, so erhält dieses eine nach unten gerichtete Kraftkomponente, was zu einer Rotation des Flugzeuges um die, durch den Schwerpunkt gehende Querachse führt. Infolge dieser Drehung richtet sich die Flugzeugnase auf, während sich der Schwanz senkt. Hierdurch vergrößert sich aber der Anstellwinkel der Tragflächen, was gleichzeitig zu einer Vergrößerung des Rücktriebes und des Auftriebes führt. Zunächst steigt also der Auftrieb, da die Geschwindigkeit durch die Masseträgheit die gleiche bleibt und erst allmählich zurückgeht. Der bei diesem Vorgang auftretende Überschuss an Auftrieb wird auf ein Steigen des Flugzeuges verwendet. Der Bewegungsablauf hält so lange an, wie sich ein neuer Gleichgewichtszustand mit ansteigender Bahn, vergrößertem Anstellwinkel und leicht verringerter Geschwindigkeit einstellt.

Die Wirkungsweise der Seitensteuerung, also des kontrollierten Kurvenfluges ist nicht ganz so einfach zu erklären. Durch austreten des Seitenruders nach links oder rechts läßt sich selbstverständlich auch ein Drehmoment erzeugen, welches bestrebt ist das Flugzeug um seine, durch den Schwerpunkt laufende vertikale Achse zu verdrehen. Durch die einfache Erzeugung eines solchen Drehmomentes ist das Ziel, die Einleitung eines Kurvenfluges, noch lange nicht erreicht. Um eine Kurve zu fliegen ist es notwendig eine Kraft zu erzeugen, die in der Lage ist den ursprünglichen Geschwindigkeitsvektor des Flugzeuges nach links oder rechts abzulenken. Zur Verdeutlichung dieses Zusammenhanges dient unsere Abbildung 35.

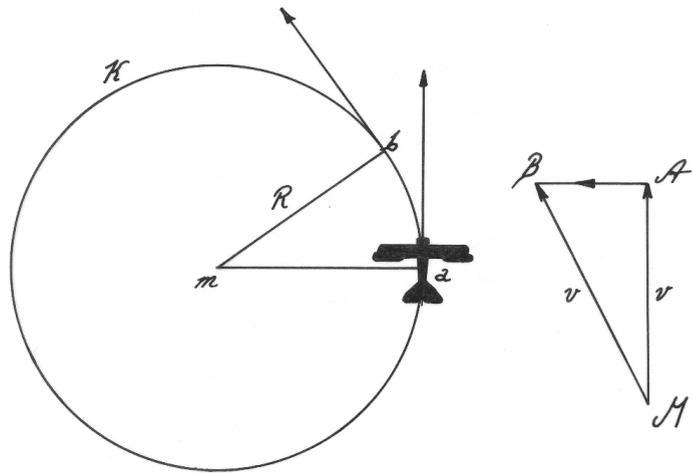


Abb.35 Kräfte beim Kurvenflug.

Wenn sich das Flugzeug in dem mit  $K$  bezeichneten Kreis von  $a$  nach  $b$  fortbewegen soll, dann muss die in  $a$  herrschende Geschwindigkeit  $MA$  in die zu  $b$  gehörende Geschwindigkeit  $MB$  übergeleitet werden. Dies geschieht durch die Hinzugabe der Beschleunigungsgröße  $AB$ . Man kann dies allgemeingültig sagen, da man weiß, daß die Geschwindigkeit nach dem Durchlaufen eines kurzen Zeitraumes  $t$  immer gleich der geometrischen Summe aus der Startgeschwindigkeit und der mit  $t$  multiplizierten Beschleunigung ist. Wenn wir nun also den Halbmesser des Kreises  $K$  mit  $R$  bezeichnen und die Zeit, in welcher die Strecke  $ab$  zurückgelegt wird  $t$  nennen, gilt  $ab=vt$ . Damit kann aus der Ähnlichkeit der beiden Dreiecke  $mab$  und  $MAB$  die Beziehung:

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

hergeleitet werden. Das bedeutet, die erforderliche Beschleunigung oder Geschwindigkeitsveränderung in der Zeiteinheit ist gleich  $v^2 : R$ . Die erforderliche Kraft für das Fliegen in einer Kurve mit dem Radius  $R$  bei einem Flugzeug mit dem Gesamtgewicht  $G$ , also der Masse  $G:g$  ist gleich *Masse·Beschleunigung* =  $G \cdot v^2 : g \cdot R$  und zwar wirkend in zentripetaler Richtung. Wir müssen nun noch erklären, woher eine solche Kraft, wir wollen sie  $C$  nennen,

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

kommen soll. Die Kraft, welche der Kraft  $C$  entgegenwirkt heißt Fliehkraft.

In einer Kurve nimmt ein jedes Flugzeug eine gewisse Schiefelage ein. Die Kräfte, welche in diesem Augenblick auf das Flugzeug einwirken sind in Bild 36 dargestellt. Es wird jetzt offensichtlich, woher die für einen Kurvenflug notwendige Kraft  $C$  kommt. Wir können diese Erscheinung auch ganz leicht erklären. Aus den früheren Abschnitten wissen wir, daß die auf einen Tragflügel einwirkenden Luftkräfte stets annähernd senkrecht auf die Fläche wirken. Dies ändert sich auch nicht bei einer Schräglage des Flugzeugs. Aus der Darstellung läßt sich erkennen, wie die Kraft  $C$  durch die Zusammensetzung eines Kräfteparallelogramms entsteht. Aus dieser Erscheinung heraus kann man auch erklären, warum ein Flugzeug im Kurvenflug unweigerlich an Höhe verlieren muss. Durch die Generierung der seitwärts gerichteten Kraft  $C$  verschwindet ein Teil des nach oben gerichteten Auftriebs.

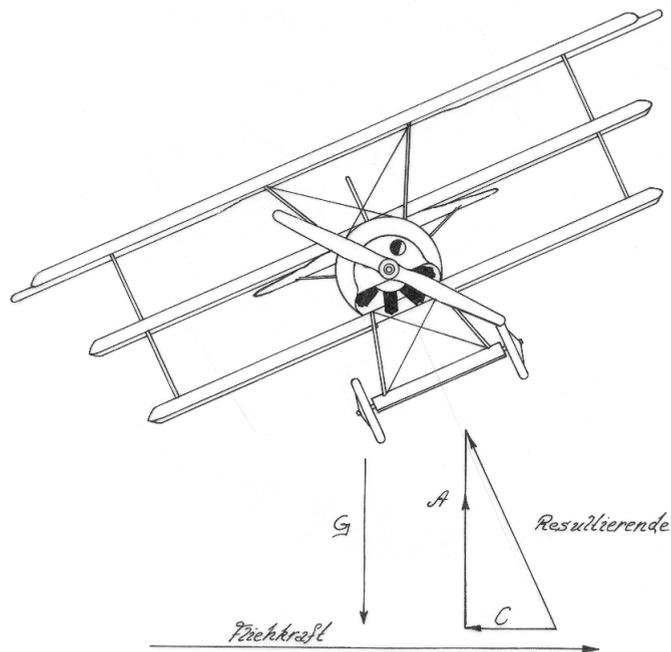


Abb.36 Das Kräftespiel während eines Kurvenfluges am Flugzeug

Damit in einem Kurvenflug Gleichgewicht herrschen kann, muss die wagrechte Kraft den eben berechneten Wert  $C$  haben. Daraus folgt, daß die Neigung die das Flugzeug gegenüber der vertikalen Achse einnehmen muss dem Wert  $C:G$  oder nach der oben abgeleiteten Formel:

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

entspricht.

Hieraus können wir die Erkenntnis ziehen, daß das Flugzeug in einer Kurve eine Schräglage annehmen muss, deren Neigung proportional zum Geschwindigkeitsquadrat und umgekehrt proportional zum Radius der Kurve ist.

das eben erläuterte ist gleichzeitig auch die Erklärung dafür, warum ein einfaches Austreten des Seitenruders nicht zur Einleitung des Kurvenfluges geeignet ist. Anhand der am Schlusse von Abschnitt 5.3. gemachten Bemerkungen ist das Seitenruder zwar geeignet eine leichte Schräglage herbeizuführen, diese ist aber nicht ausreichend um schnelle Kurvenflüge einzuleiten. Die möglichst schnelle Einleitung eines Kurvenfluges, was bei Kampfmanövern unbedingt erforderlich ist, wird beim Fokker Dr.I durch den Einsatz der Querruder erreicht.

5.7. Die Längsstabilität des Dreideckers

Wir haben uns in diesem Heft schon mit der Bedeutung der Dämpfungsfäche und des Höhenruders für die Stabilität in der Längsrichtung befasst. In diesem Abschnitt wollen wir darlegen, warum diese Bauteile für die Erreichung eines brauchbaren Flugverhaltens der Maschine erforderlich sind und warum das Flugzeug ohne sie in der Längsrichtung instabil wäre.

In Abschnitt 5.1. haben wir prinzipiell die Bedeutung des Druckmittels besprochen. Das Druckmittel bezeichnet die Lage und Richtung der Wirkungslinie der auf die Tragfläche einwirkenden Luftkraft. Diese Wirkungslinie zeichnet sich durch ihr besonderes Verhalten aus. Sie ändert mit der Verstellung des Anstellwinkels sowohl ihre Größe und Lage wie auch ihre Richtung. Diese Erscheinung nennt man die Wanderung des Druckmittels. In dieser Wanderung des Druckmittels findet sich die Erklärung für die Instabilität einer allein betrachteten und belasteten Tragfläche. In Bild 37 haben wir noch einmal das Profil des Dreideckers herausgezeichnet und die Wanderung des Druckmittels für verschiedene Anstellwinkel eingetragen.

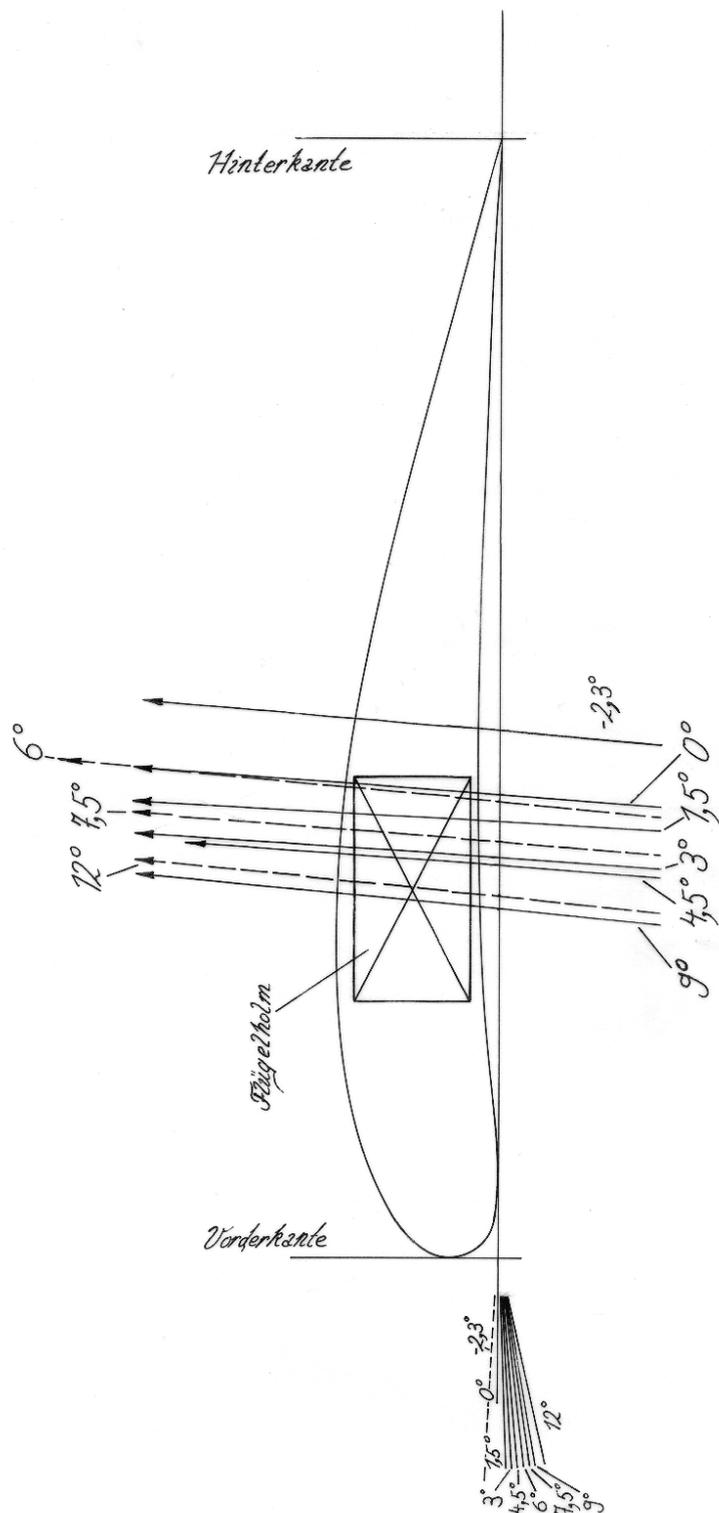


Abb.37 Wanderung des Druckmittels am Profil des Fokker Dr.I.

Anmerkung:

In dieser Grafik wurde auch die Lage des Flügelholmes eingezeichnet. Leider fehlt uns hier der Raum für eine eingehende Untersuchung der Statik des Dreideckers. Es sei hier nur eine kleine Bemerkung eingeschoben, die sicher den einen oder anderen interessiert. Wie man sehen kann, liegen ausnahmslos alle Druckmittel für die Anstellwinkel  $0^\circ$ - $12^\circ$  innerhalb des Bereiches des Flügelholmes. Hierin liegt der Grund dafür verborgen, warum die Maschine nur über "einen" Holm verfügt. Für nahezu alle gewöhnlichen Flugmanöver genügt die Unterstützung der Flügelrippen mit einem Holm. Selbst das Druckmittel für den Anstellwinkel  $-2,3^\circ$  (was, wie wir schon gehört haben, dem Anstellwinkel eines stationären Waagrechtfluges bei Höchstgeschwindigkeit entspricht) liegt nicht allzu weit hinter dem Holm, so daß das Knickmoment, welches den hinteren Rippenteil um den Holm nach oben wickeln möchte, nicht allzu groß ausfallen kann.

Nehmen wir jetzt an, unser Dreidecker befindet sich in dem Zustand eines stationären Waagrechtfluges und das Profil besitzt zur Flugrichtung den Anstellwinkel  $0^\circ$ . Nehmen wir ferner an, daß eine unvorhergesehene Störung, z.B. ein Luftstoß, den Flieger um  $1,5^\circ$  aufrichtet. In diesem Augenblick tritt aber der Fall ein, daß das neue Druckmittel um 2,6% der Flügeltiefe weiter vorne angreift als das Druckmittel für den Anstellwinkel  $0^\circ$ . Was bedeutet dies nun für die Stabilität des Flugzustandes? Um zu verstehen muss man sich nur vor Augen führen, daß das Flugzeug vor der Störung im Gleichgewicht war. Nach Eintritt der Störung wirkt die Schwerkraft sowie alle übrigen Kräfte an der gleichen Stelle weiter wie zuvor. Die Luftkraft, welche auf die Tragfläche einwirkt ist durch die Störung aber um 2,6cm weiter nach vorne gewandert, wodurch nun ein Drehmoment von der ungefähren Größe Hebelarm 2,6cm mal Flugzeuggewicht entstanden ist. Dieses Moment versucht den Anstellwinkel noch weiter zu vergrößern, was zu einem weiteren Aufbäumen des Flugzeugs führt. Den eben

beschriebenen Vorgang verdeutlicht Abb.38 noch einmal grafisch. Man kann leicht nachvollziehen, daß das Gleichgewicht eines solchen Systems durch die geringste Störung unwiederbringlich gestört sein muss.

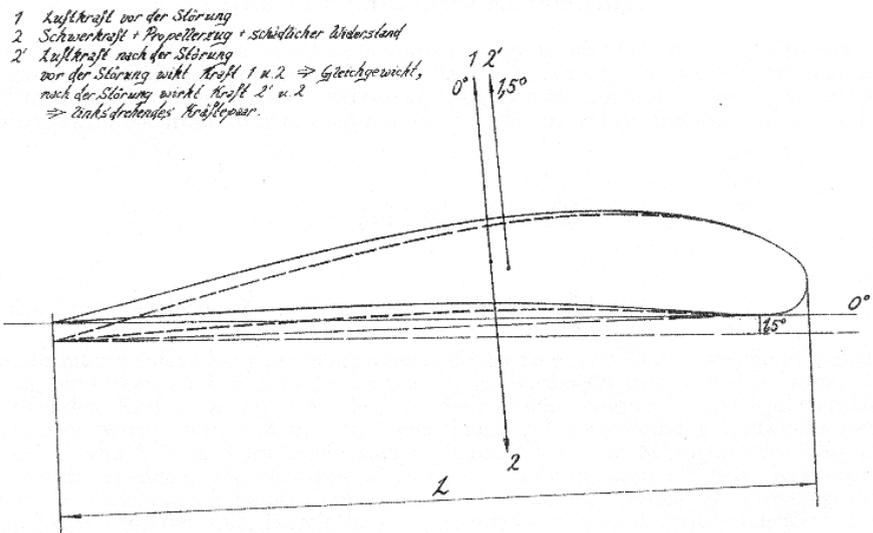


Abb.38 Wirkung einer plötzlichen Störung des Systems.

Das Mittel gegen die Auswirkungen der Druckmittelwanderung liegt in der Verwendung der Dämpfungsfläche. Darstellung 39 zeigt das Kräftespiel an den drei Flügeln des Fokker Dr.I mit seiner Dämpfungsfläche. Das Prinzip der Wirkungsweise dieser Anordnung ist leicht verständlich und schnell erklärt. Durch das, durch die Störung verursachte nach vorne Wandern des Druckmittels beginnt das Flugzeug die Nase weiter nach oben zu nehmen. Gleichzeitig senkt sich der Flugzeugschwanz, was zu einer Zwangsweisen Vergrößerung des Dämpfungsflächenauftriebes führt, den wir in der Zeichnung nach seiner ungefähren Lage und Richtung eingezeichnet und mit  $K_D$  bezeichnet haben. Diese Kraft ergibt ein, entgegen wirkendes Drehmoment von der

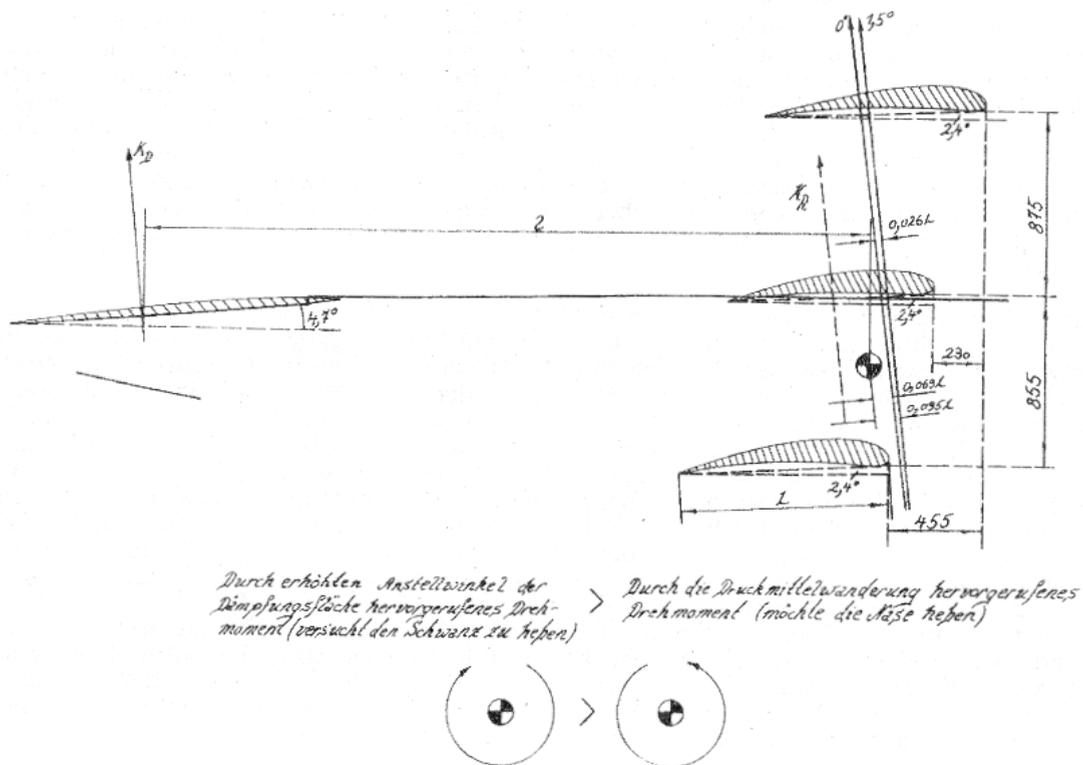


Abb.39 Gleichgewichtssystem.

Größe des Hebelarmes  $l$  gleich dem Abstand der Wirkungslinie  $K_D$  der Kraft vom Flugzeugschwerpunkt mal dessen Größe. Setzt man die auf die Dämpfungsfläche wirkende Kraft mit der nach vorne gewanderten Druckmittellinie des Anstellwinkels zusammen, so entsteht die Resultierende  $K_R$ , die genau um den Betrag nach links verschoben ist, wie dem Moment der Kraft  $K_D$  entspricht. Die Größe der Dämpfungsfläche wird also dadurch bestimmt, daß das durch sie erzeugte Drehmoment größer ist als das durch die Druckmittelwanderung hervorgerufene entgegengesetzt wirkende. Man kann dies auch in einer einfachen Formel ausdrücken:

$$m \cdot z_{aD} \cdot f \cdot v^2 \cdot l > D \cdot L \cdot G.$$

Hierin bedeuten  $z_{aD}$  den Auftriebsbeiwert der Dämpfungsfläche,  $f$  ihre Größe,  $l$  der Abstand ihrer Wirkungslinie vom Schwerpunkt und  $D$  die Zahl, welche die Druckmittelwanderung für den jeweiligen Fall bestimmt,  $G$  das Gesamtgewicht des Flugzeugs sowie  $L$  die Flügeltiefe. In unserem speziellen Fall eines stationären Waagrechtfluges bei  $0^\circ$  Anstellwinkel würde die erforderliche Stabilitätsgleichung wie folgt aussehen:

$$1/8 \cdot 0,04 \cdot 2,7 \cdot 29^2 \cdot 3,47 = 0,069 \cdot 571 \cdot 1$$

das ist gleich

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

In dieser Rechnung stellt die Größe 0,069m die Entfernung der Resultierenden  $0^\circ$  vom Flugzeugschwerpunkt dar (Vergl. Abb.39) und der Wert für  $z_{aD}$  entspricht einem Anströmwinkel der Dämpfungsfläche von  $2,3^\circ$ , den sie bei einer  $0^\circ$  Anströmung der Flügel einnimmt. Dieser Gleichung zufolge ist ein stationärer Waagrechtflug bei  $0^\circ$  Anstellwinkel bei einer Geschwindigkeit von 29m/Sek. = 104km/Std. möglich. Wenn wir uns jetzt vorstellen, daß die Störung eintritt und sich dadurch das Druckmittel um weitere 2,6cm nach vorne verlagert, so wächst der Hebelarm Schwerpunkt-Druckmittel auf  $0,069 + 0,026 = 0,095$ . Damit steigt das Drehmoment das die Nase heben möchte von zuvor 39,39kgm auf  $0,095 \cdot 571 = 54,245\text{kgm}$ . Um das ursprüngliche Gleichgewicht wieder herzustellen muss nun das durch  $K_D$  hervorgerufene Drehmoment der Größe 54,245kgm überwiegen. Durch die Vergrößerung des Anstellwinkels der Tragfläche wuchs der Beiwert  $z_{aD}$  auf 0,056 an. Wenn wir nun die Rechnung mit den neuen Zahlen durchführen, so stellen wir fest, daß die oben genannte Bedingung erfüllt ist, denn:

$$1/8 \cdot 0,056 \cdot 2,7 \cdot 29^2 \cdot 3,47 > 0,095 \cdot 571$$

,da

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

In einer solchen Rechnung kann man ohne weiteres die gesamte Fläche von Dämpfungsfläche und Höhenruder einsetzen, da es für die Stabilisierung unbedeutend ist welcher Teil des Höhenleitwerks beweglich ist und welcher fest steht. Die Größe des beweglichen und des feststehenden Flächenanteils hängt von folgender Überlegung ab. Je größer der bewegliche Teil gehalten wird, umso größer ist die Lenkbarkeit des Systems bei gleichzeitiger Verringerung der Stabilität.

Wie wir in Abbildung 39 nocheinmal besonders hervorgehoben haben, ist die Dämpfungsfläche des Flugzeugs von vorneherein als tragend vorgesehen und besitzt einen Anstellwinkel von  $+4,7^\circ$ . In Abschnitt 5.1. haben wir zum ersten Mal eingehend über die Bedeutung des Schwerpunktes und des Druckmittels gesprochen. Auch aus

dem oben gesagten geht die Bedeutung ihres Zusammenwirkens gut hervor. In diesem Zusammenhang haben wir auch in Bild 30 die Gesamterresultierende  $K$  der Luftkräfte  $K_O$ ,  $K_M$  und  $K_U$  der einzelnen Flügel eingezeichnet und festgestellt, daß sich diese weiter nach vorne zum Oberflügel hin verschiebt. Ebenfalls eingezeichnet war in dieser Grafik die Resultierende  $K'$ . Die Resultierende  $K'$  ging, wie wir im nachfolgenden gesehen haben, hinter dem Schwerpunkt vorbei und bildete im Zusammenspiel mit den übrigen Kräften, die auf das Flugzeug einwirkten, ein Gleichgewichtssystem. Die Abbildung 39 zeigt uns nun die tatsächliche Lage und Richtung der resultierenden  $K$  für die Anstellwinkel  $0^\circ$  und  $1,5^\circ$ . Wie wir leicht erkennen können laufen die Druckmittel ziemlich weit vor dem Schwerpunkt vorbei. Da wir wissen, daß mit zunehmendem Anstellwinkel das Druckmittel beständig nach vorne wandert, so sehen wir daraus, daß es sich gleichzeitig immer weiter vom Schwerpunkt entfernt je größer der Anstellwinkel wird. Mit der Druckmittelwanderung wandert natürlich auch die Resultierende  $K'$  aus Bild 30 beständig nach vorne und entfernt sich in gleichem Maße vom Schwerpunkt. Das bedeutet aber, daß das Drehmoment, welches bestrebt ist die Nase zu heben, zumindest bei den Anstellwinkeln von  $0^\circ$ - $12^\circ$  überwiegt. Also muss zum Ausgleich dieser Schwanzlastigkeit ein Drehmoment erzeugt werden, welches hier entgegenwirkt. Eben dies wird durch die positive Einstellung der Dämpfungsfläche erreicht.

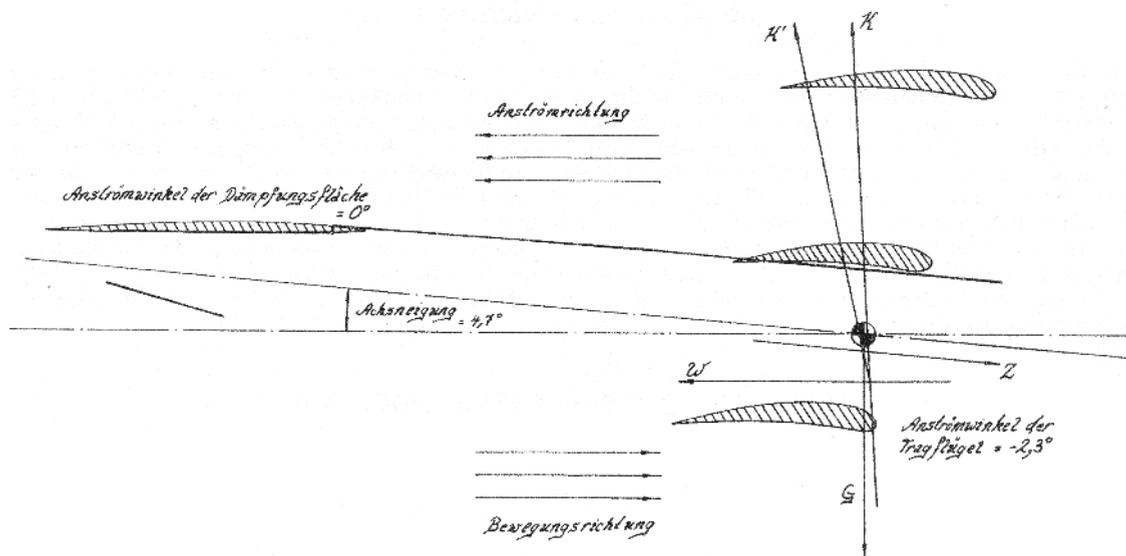


Abb.40 Schnellster Waagrechtflug.

Nachstehende Betrachtung ist in diesem Zusammenhang übrigens noch von besonderem Interesse. Wir haben in einem früheren Abschnitt errechnet, daß die Dreieckerflügel bei der größtmöglichen Geschwindigkeit im Waagrechtflug einen Anstellwinkel von  $-2,3^\circ$  einnehmen. Wir wissen auch, daß der mittlere Anstellwinkel der Tragflügel  $2,4^\circ$  beträgt. Um einen negativen Anstellwinkel der Tragflügel von  $-2,3^\circ$  zu erhalten, muss die Flugzeugnase zunächst, um einen Anstellwinkel von  $0^\circ$  zu

bekommen, um  $2,4^\circ$  gesenkt werden. Für einen Anstellwinkel von  $-2,3^\circ$  muss die Flugzeugnase noch einmal um  $2,3^\circ$  abgesenkt werden. Die Längsachse des Flugzeugs nimmt also eine Neigung von  $2,4^\circ + 2,3^\circ = 4,7^\circ$  ein. Dies entspricht genau dem Anstellwinkel der Dämpfungsfläche, welche also bei einer Achsneigung von  $4,7^\circ$  einen neutralen Anstellwinkel einnimmt und daher nicht mehr in der Lage ist durch eine Auftriebserzeugung einem Drehmoment entgegenzuwirken, welches durch die Druckmittelwanderung hervorgerufen wird. In der Darstellung 40 sind noch einmal die Kräfteverhältnisse am Flugzeug in der Art der Abb.30 für einen schnellsten Waagrechtflug mit dem Anstellwinkel  $-2,3^\circ$  eingezeichnet. Das Bild 37 zeigt das Druckmittel für den Anstellwinkel  $-2,3^\circ$  und seine Lage relativ weit hinten. Die Resultierende  $K$  des Druckmittels für diesen Anstellwinkel und die Resultierende aus  $K+W$  sind nach ihrer Lage und Richtung ebenfalls in Bild 40 eingetragen. Bei aufmerksamer Studie der Grafik fällt auf, daß die in Abschnitt 5.3. erörterte Gleichgewichtsbedingung erfüllt wurde und die Dämpfungsfläche keinen Auftrieb liefern muss. Es ist ja auch kein Kräfteüberschuss vorhanden, der bestrebt ist die Flugzeugnase zu heben, kurz die Maschine befindet sich im Gleichgewicht.

#### 5.8. Der Einfluss der Kreiselwirkung der rotierenden Teile des Motors.

Im Zusammenhang mit der sogenannten Kreiselwirkung der rotierenden Teile des Motors wird auch häufig von dem gyroskopischen Effekt gesprochen. Eine Kreiselwirkung rotierender Massen kommt praktisch nur bei Umlaufmotorgetriebenen Flugzeugen wie dem Fokker Dr.I zustande. Die Luftschraube alleine ruft eine derartige Wirkung zwar auch hervor, aber trotz ihrer hohen Umlaufgeschwindigkeit fällt diese auf Grund ihres geringen Gewichtes gegenüber dem Flugzeuggewicht sehr gering aus und kann daher vernachlässigt werden. Der Umlaufmotor hingegen bringt die Kreiselwirkung durchaus in spürbare Bereiche. Immerhin stellt sein Gewicht beim Fokker Dr.I rund 26% des Gesamtgewichtes des Jagdflugzeuges.

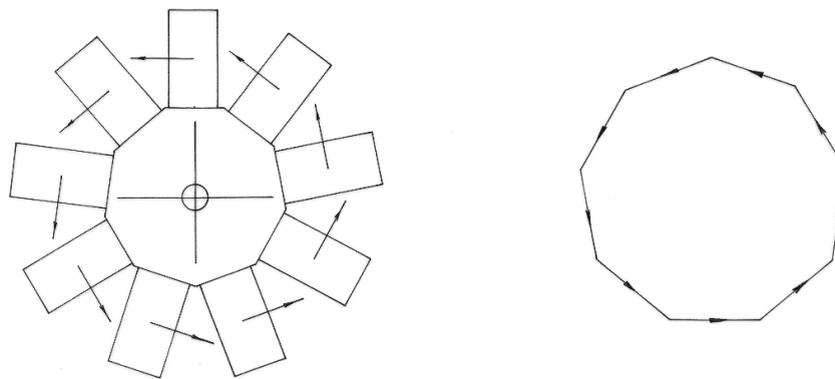
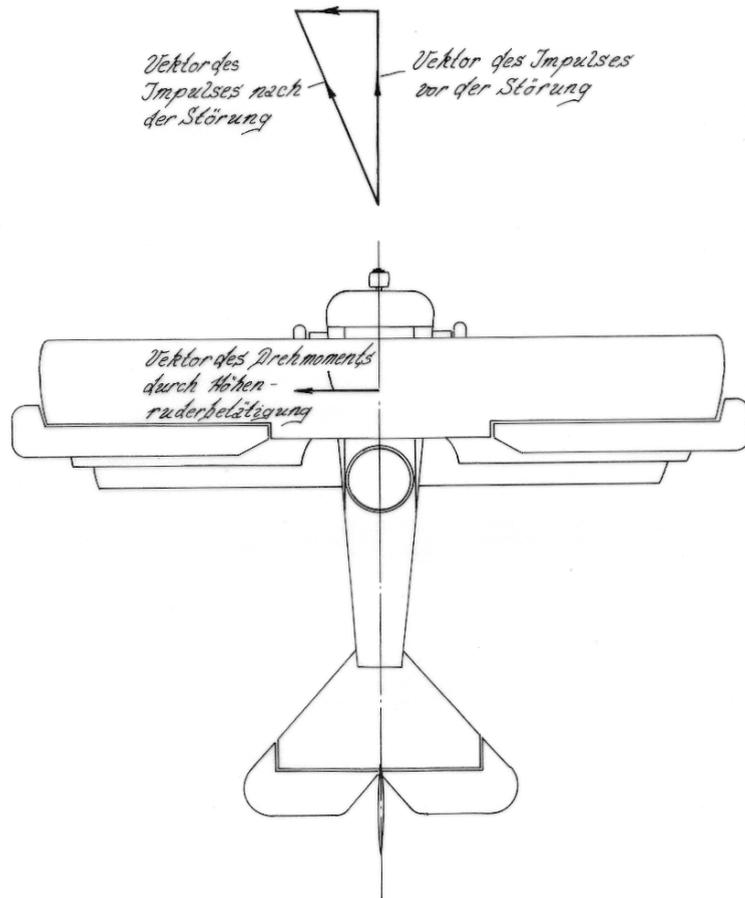


Abb.41

Das Wesen der Kreiselwirkung liegt, genau wie auch das der Fliehkraft, in dem allgemeinen Gesetz der Mechanik begründet, nach dem Größe und Richtung der mit der Masse multiplizierten Beschleunigung stets mit der Größe und Richtung der Resultierenden Kraft zusammenfallen muss. Hierbei gilt sowohl für die Geschwindigkeit,

wie auch für die Beschleunigung genau das gleiche Additionsgesetz wie für Kräfte (Parallelogrammgesetz, bzw. geometrische Addition).

Die Motoren des Dreideckers laufen alle samt in der Drehrichtung, die dem dahinter sitzenden Piloten als Drehung im Urzeigersinn erscheint. Die einzelnen rotierenden Teile des Motors - wir können als Repräsentanten die neun Zylinder des Motors nehmen - besitzen tangentielle Geschwindigkeiten, welche mit der Masse multipliziert und mit ihren Anfangs- und Endpunkten zusammengesetzt ein geschlossenes Vieleck und damit die Resultierende Null ergeben (siehe Abb.41). Dennoch ergeben neun Kräfte in dieser Anordnung keineswegs ein Gleichgewichtssystem, da ihr Moment in Bezug auf die Luftschraubenachse nicht null ist.



**Abb.42 Impuls der rotierenden Massen bezogen auf die Achse des Flugzeugs**

Dieses Moment wirkt im Drehsinn um die Achse und kann durch einen in dieser Achse liegenden Vektor zur Darstellung gebracht werden. Dieser Vektor liefert dem rotierenden Körper den sogenannten Impuls oder auch Drehimpuls oder noch anders formuliert das Moment der mit den Massen multiplizierten Geschwindigkeiten. Der Impuls steht stets senkrecht zur Drehrichtung. man kann sich seine Wirkung auch dadurch verdeutlichen, in dem man einen Kreisel auf dem Tisch dreht und beobachtet, wie er sich aufrichtet. Die Richtung des Impulses des Motors ist in Abbildung 42 wiedergegeben. Alle rotierenden Massen besitzen einen solchen Impuls.

Wenn nun auf das Flugzeug ein derartiges Moment ausgeübt wird, daß sich die Nase senkt und der Schwanz sich hebt, also z.B. durch den Einsatz des Höhenruders, wobei der Drehsinn vom rechten Flügel aus gesehen im Urzeigersinn erfolgt, so entsteht auch hierbei ein Drehimpuls. Dieser Drehimpuls weist, wie wir in Bild 42 sehen, von

rechts nach links. Da die Kraft immer der Änderung der Geschwindigkeit entspricht, muss man diesen neu entstandenen Drehimpuls zu dem Drehimpuls des Motors hinzufügen, um den neuen, nach der Einwirkung der drehenden Kräfte geltenden Impulsvektor zu bekommen. Der Vektor des Impulses, der sich aus den beiden Einzelimpulsen zusammengesetzt hat, liegt leicht nach links gegen den ursprünglichen Drehimpuls des Motors geneigt. Die Luftschraubenachse sucht sich nun in diese Lage einzustellen. Anders ausgedrückt: Beim Heben des Schwanzes bewirkt die Kreiselwirkung der rotierenden Massen ein nach links Drehen des Flugzeugs um seine vertikale Achse. So läßt sich auch die Kreiselwirkung für alle übrigen Steuerbewegungen ermitteln. Dreht sich das Flugzeug durch die Seitenruderwirkung nach links, so wird sich die Flugzeugnase heben, bei einer Rechtskurve wird sie tauchen. Diese Eigenheiten konnten die Piloten natürlich während eines Gefechtes mit einem standmotorbetriebenen Gegner gut ausnutzen. Besonderer Aufmerksamkeit des Piloten bedurfte es allerdings bei Starts und Landungen. Insbesondere wenn zu plötzlichen ruckartigen Bewegungen durch die Kreiselwirkung auch noch Bodenunebenheiten auftraten.

## **6. Der Abflug des Dreideckers**

### 6.1. Fahrwerk und Sporn

In allen vorangegangenen Abschnitten über die aerodynamischen Vorgänge am Fokker Dr.I haben wir die Maschine stets nur in Wechselwirkung mit der sie umgebenden Luftmenge betrachtet. Hierbei blieb gänzlich außer Acht, in wie weit sich die Luft gegenüber der Erde bewegt. Den bislang einzigen Bezug zur Erde hatten wir in den Einflüssen der Schwerkraft, die aber unabhängig von der Lage und Bewegung des Körpers ist. Der Dreidecker, wie auch alle anderen Flugzeuge, tritt aber in dreifacher Weise in unmittelbare Beziehung zur Erde. Da wir uns hierüber nicht einfach hinwegsetzen können, möchten wir im nachfolgenden wenigstens einen dieser drei Punkte etwas näher untersuchen. Die Rede ist hierbei vom Startvorgang, von der Landung und von der Navigation. Die Navigation wollen wir hier ausklammern, da sich zu wenig findet das Dreideckerspezifisch und daher für uns von Interesse ist. Auf die Behandlung der Landung möchten wir ebenfalls verzichten.

Damit wir die, mit dem Startvorgang in Zusammenhang stehenden, Vorgänge verstehen können, müssen wir uns zuerst die, für die Bewegung am Boden notwendigen Teile des Flugzeugs, das Fahrgestell und die Schwanzkufe, ansehen.

Die Anordnung dieser Teile beim Fokker Dr.I zeigt uns die Darstellung 43 dieses Heftes. Das Fahrgestell besteht aus zwei, an den Enden einer Achse angebrachten Laufrädern. Es bietet dem Flugzeug, im Längsschnitt betrachtet, nur einen Unterstützungspunkt, der 0,391m vor dem Schwerpunkt der Maschine liegt. Steht der Dreidecker am Boden, so findet er einen zweiten Unterstützungspunkt in der Schwanzkufe, welche an einem elastischen Zwischenstück am Rumpfe montiert ist. Die Höhe der Schwanzkufe wurde so gewählt, daß die Motorachse des ruhenden Flugzeuges den verhältnismäßig steilen Winkel von 18° einnimmt. Bei den meisten

Flugzeugen liegt dieser Winkel zwischen  $15^\circ$  und  $20^\circ$ , damit die Schwanzkufe im Augenblick des Abhebens in keinem Fall mehr den Boden berühren kann.

Bei auf vollen Touren laufendem Motor kann das Flugzeug die in Bild 43 dargestellte Lage nicht mehr ohne weiteres einnehmen, wenn das Heck nicht durch eine äußere Kraft zu Boden gedrückt wird. Denn, sobald vor den Rädern Bremsklötze platziert werden, versucht der Luftschraubenzug mit dem Moment  $Z \cdot h$  (Bild 43) das Flugzeug um den Auflagerpunkt der Laufräder zu drehen. Diesem Drehmoment wirkt das Drehmoment der Schwere, welches das Produkt aus dem Gewicht des Flugzeugs in den Abstand  $S$  des Schwerpunktes vom Auflagerpunkt der Laufräder gemessen wird, entgegen. Im allgemeinen ist das Moment der Schwere kleiner gehalten als das des Propellerzuges am Stand (Abschnitt 3.2.) Im Falle des Fokker Dr.I beträgt der Unterschied der beiden Momente:

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

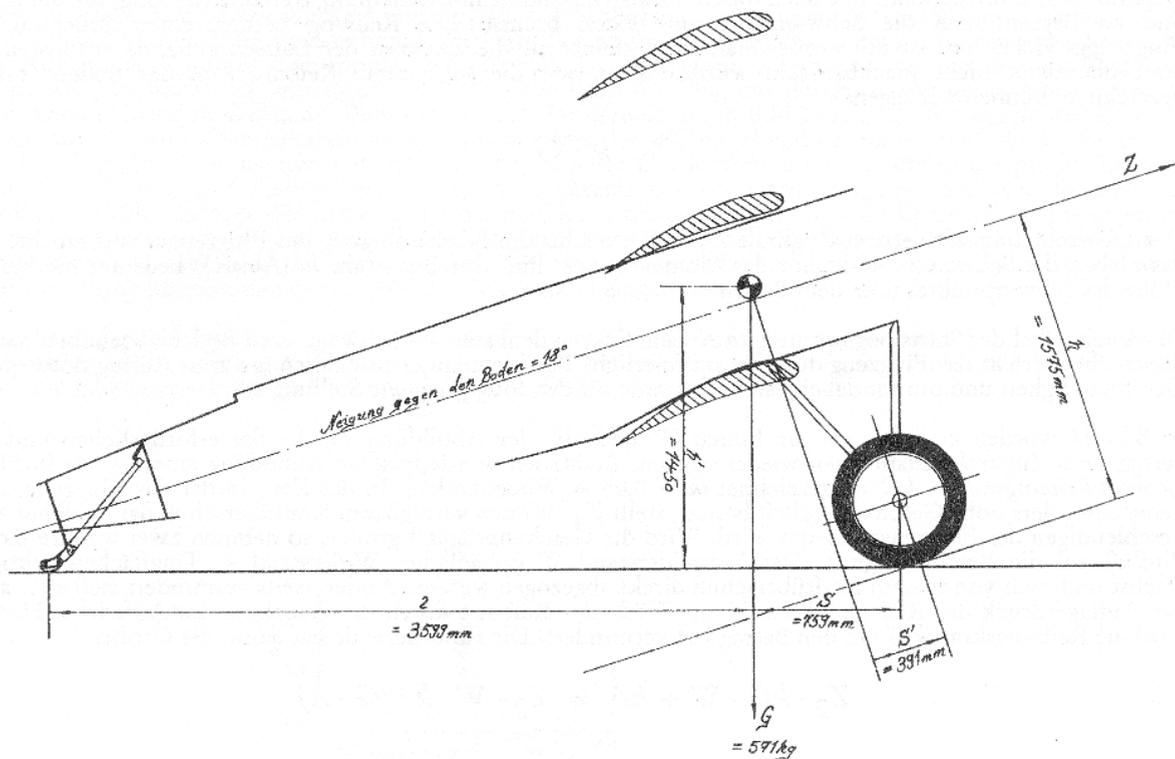


Abb.43 Kräfte am ruhenden Flugzeug.

Demnach versucht der Luftschraubenzug bei festgestellten Rädern das Flugzeug mit dem Moment  $31,18 \text{kgm}$  um den Auflagerpunkt der Räder zu drehen.

Von der Entfernung  $S$  des Schwerpunktes vom Unterstützungspunkt der Laufräder hängt des weiteren auch die Größe des sogenannten Spordruckes, also dem Gewichtsanteil der auf die Schwanzkufe wirkenden Last ab. Wenn der Buchstabe  $l$  die

Entfernung des Auflagerpunktes der Schwanzkufe bezeichnet, dann ist  $S:(S+l)$  der Teil des Flugzeuggewichtes, der von der Schwanzkufe getragen wird. Hier lasten also:

$$S : (S+l) = 0,759 : (0,759 + 3,599) = \underline{0,174}$$

und damit

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

auf der Schwanzkufe. Der Rest  $571-99,35 = 471,65\text{kg}$  wird von den Rädern, bzw. vom Fahrgestell getragen.

## 6.2. Der Start

Um den Bewegungsablauf und das Kräftespiel am Fokker-Dreidecker während dem Abflug zu verstehen, ist es sinnvoll ihn in zwei Teile zu zerlegen.

Der erste Teil des Starts besteht darin, daß sich das Flugzeug zunächst mit den Rädern rollend und der Schwanzkufe schleifend allmählich in Bewegung setzt. Der Schwanz hebt sich hierbei, wie wir eben gesehen haben, schon durch die Zugkraft der Luftschraube relativ früh vom Boden ab. Allerdings ist es klar, daß das Kräftespiel am rollenden Flugzeug ein anderes ist als bei dem durch Bremsklötze festgehaltenem. Das Drehmoment, welches bestrebt ist den Schwanz vom Boden abzuheben, wird nicht mehr durch die volle Zugkraft bestimmt, sondern nur noch durch die als Gegenkraft in Erscheinung tretende Reibung, die die Räder und zu Beginn auch die Schwanzkufe am Boden bremst. Die Reibung beträgt einen Bruchteil des Flugzeuggewichtes und ist mit großer Sicherheit kleiner als die Zugkraft der Luftschraube, da ansonsten ein Start überhaupt nicht machbar sein würde. Wenn wir die sogenannte Reibungszahl des Bodens mit  $k$  bezeichnen, können wir sagen:

$$k \cdot G$$

Der Überschuß an verfügbarer Zugkraft  $Z_2 - kG$  wird für die Beschleunigung des Flugzeuges verbraucht. Auf das Heben des Schwanzes wirkt nur das Moment  $k \cdot G \cdot h'$  hin. Der Buchstabe  $h'$  (Abb.43) bedeutet hierbei die Höhe des Schwerpunktes über dem Boden.

Der zweite Teil des Starts beginnt in dem Augenblick, in dem sich der Schwanz vom Boden abgehoben hat. In dieser Phase erhält das Flugzeug durch kontinuierliche Beschleunigung allmählich die zum Abflug notwendige Geschwindigkeit und nimmt dabei gleichzeitig eine für den Flug geeignete Stellung ein.

In Bild 44 wurden noch einmal die Linien "I" und "II" der Abbildung 23, die der erforderlichen und der verfügbaren Zugkraft entsprechen wiedergegeben. Zusätzlich

wurde in diese Abbildung eine Gerade in Höhe *Gewicht·Reibungszahl* =  $kG$  eingezeichnet ( $k = 0,05 =$  Wiesenboden). In der Zeit, in der das Flugzeug noch keine besonders hohe Geschwindigkeit besitzt, stellt  $Z_2 - kG$  den verfügbaren Kraftüberschuss dar, welcher zum Beschleunigen des Flugzeugs benutzt wird. Wird die Geschwindigkeit größer, so nehmen zwei weitere Kräfte Einfluss auf die Beschleunigung. Der Luftwiderstand  $W$  (schädlicher Widerstand + Tragflächenrücktrieb) wächst und muss von diesem Kraftüberschuss direkt abgezogen werden. Andererseits vermindert sich aber auch der Auflagerdruck der Räder und damit die Größe der Reibung durch die Zunahme des Auftriebs. Hierbei wird die Reibungskraft  $k \cdot G$  um den Betrag  $k \cdot A$  vermindert. Die Resultierende hat damit die Größe:

$$Z_2 - kG - W + kA = Z_2 - W - k \cdot (G - A)$$

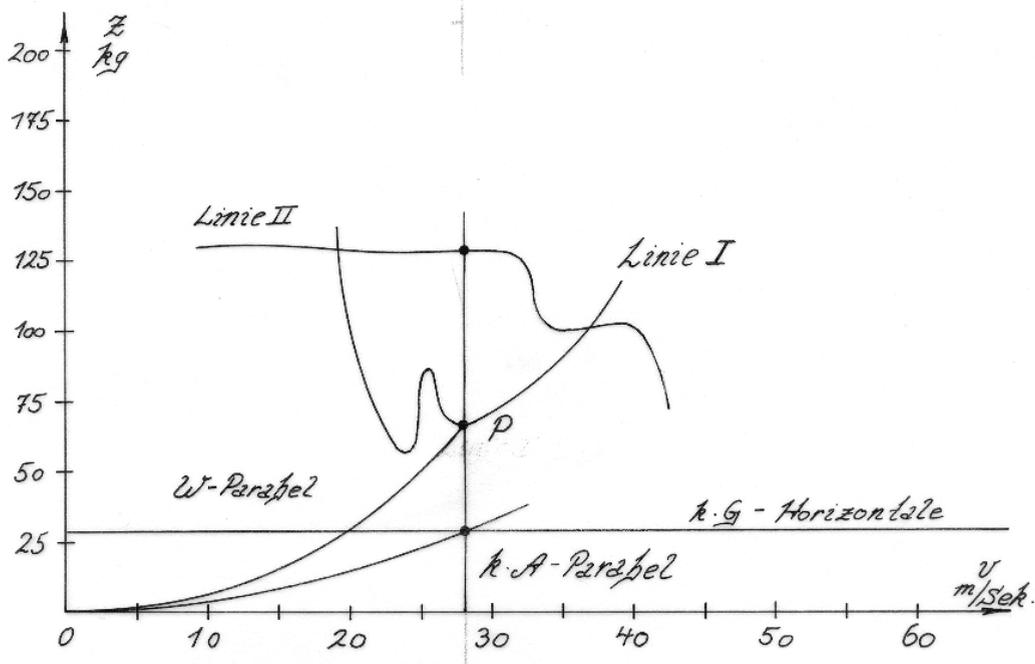


Abb.44 Der Abflug des Dreideckers.

Da sich mit der Geschwindigkeit auch der Auftrieb und der Widerstand erhöhen und wir beim Anlauf einen konstanten Anstellwinkel annehmen dürfen, wodurch die Beiwerte  $z_a$  und  $z_r$  unverändert bleiben, können wir davon ausgehen, daß sowohl  $A$  als auch  $W$  dem Quadrat der Geschwindigkeit proportional wachsen. Wir müssen also in Abb.44 den Wert  $kA$  und den Wert  $W$  als Parabel einzeichnen. In diesem Punkt  $P$  schneidet die  $W$ -Parabel die Linie I der erforderlichen Zugkraft. Sobald das Flugzeug die Geschwindigkeit erreicht hat, die der Abszisse des Punktes  $P$  entspricht, befindet sich das Flugzeug in einem Zustand, der ihm ein Fliegen im Sinne des Abschnitts 4.3. ermöglicht. Auf alle Fälle kann der Flug nur durch ein Steigen eingeleitet werden. Aus diesem Grund muss also der Punkt  $P$  die Linie I innerhalb des in Bild 23 schraffiert dargestellten Bereiches schneiden. Bei der selben Abszisse dieses Schnittpunktes der

W-Parabel und der Linie I trifft die kA-Parabel auf die kG-Horizontale, denn nun tritt der Fall ein, daß das Gewicht etwa dem Auftrieb entspricht. In einem andern Fall wäre ein Abflug nicht möglich. Während des gesamten Vorgangs des Anlaufs stellt das Ordinatenstück zwischen der Linie II und der kG-Horizontalen abzüglich des Ordinatenstücks zwischen den beiden Parabeln von W und kA, die Größe des Überschusses an Zugkraft dar. Zuletzt erhält man als Kraftüberschuss, auf Grund der Tatsache, daß  $A=G$  und  $W=Z_1$ , lediglich noch den Wert  $Z_2-Z_1$ . Damit ist der Abflugvorgang beendet und der eigentliche Flugzustand eingetreten.

Man kann anhand der oben angestellten Gedanken verschiedene Umstände untersuchen, bei denen der Abflug vonstatten gehen soll. Beispielsweise kann man die Wirkung verschiedener Anstellwinkel der Tragfläche oder auch die Abhängigkeit des Anlaufs von der Größe der Reibungszahl durchleuchten.

Aufbauend auf den Ergebnissen der Darstellung 44 wurde das Diagramm 45 entworfen. Anhand dieser Abbildung läßt sich sowohl die Anlaufzeit wie auch die Anlaufstrecke errechnen. Die Grafik entstand in nachfolgender Weise. Man erhält die Kurve in Bild 45 in dem man in Abbildung 44 die Ordinatenstücke zwischen  $Z_2$  und der kG-Horizontalen und zwischen der W-Parabel und der kA-Parabel abmisst, diese beiden Teile voneinander abzieht, anschließend anhand der Division durch die Flugzeug-

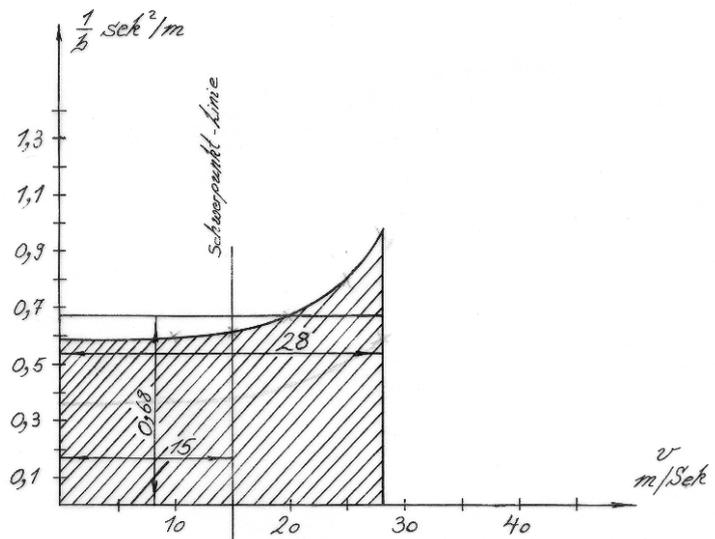


Abb.45 Abflugdiagramm.

masse  $G:g$  des Flugzeugs die Beschleunigung bestimmt und deren reziproken<sup>1</sup> Wert aufträgt. Die schraffierte Fläche in Bild 45 gibt ein unmittelbares Rechenmaß für die Bestimmung der Anlaufzeit, wenn man die Grundlinie ihres flächengleichen Rechtecks im Maßstab der Abszissen und seine Höhe im Maßstab der Ordinaten abliest und diese Werte miteinander Multipliziert. Im Falle des Fokker Dr.I beträgt das Flugzeuggewicht 571kg, als Reibungszahl haben wir auch hier wieder 0,05 angenommen. Die Geschwindigkeit, bei welcher die kA-Parabel die kG-Horizontale schneidet, beträgt 28m/Sek.. Demnach bekommen wir folgende Werte:  $Z_2 - kG = 100kg$ ,  $W - kA = 39,5kg$ , Differenz 60,5kg, Beschleunigung  $60,5 : 58,20 (G:g) = 1,0395m/sek.^2$ , reziproker Wert  $1 : 1,0395 = 0,962$ . Dieser Wert wurde zur Erstellung des Diagramms 45 an der Abszissenhöhe

\*

<sup>1</sup> Zahlen, deren Produkt 1 ist, z.B. 3/4 und 4/3, 7 und 1/7. reziprok = wechselseitig aufeinander bezogen.

eingetragen, die wir aus Abb.44 ersehen konnten (Schnittpunkt der W-Parabel mit der Linie I), also bei  $v = 28\text{m/Sek.}$ . In der selben Weise wurden die übrigen Werte der Kurve ermittelt und aufgetragen. Aus dieser neuen Grafik läßt sich, wie schon erwähnt, die Anlaufzeit berechnen, in dem man die Grundlinie des flächengleichen Rechteckes der schraffierten Fläche mit dessen Höhe in den angegebenen Maßstäben multipliziert. Wir erhalten als Anlaufzeit folgenden Wert:

$28 \cdot 0,68 = 19,04\text{Sek.}$  Anhand der Abbildung ist auch die Ermittlung der Anlaufstrecke kein großes Problem mehr. Man muss hierzu lediglich die ermittelte Anlaufzeit mit der mittleren Geschwindigkeit, welche nichts anders ist als der Schwerpunkt der schraffierten Fläche, multiplizieren, da der Schwerpunktabstand mal der gesamten Feldfläche das statische Moment ergibt, was nichts anderes als eine nochmalige Integration und damit Flächenbildung bedeutet. Hiermit kommen wir von der Zeit/Geschwindigkeitskurve zur Zeit/Wegkurve und erhalten als Resultat der oben dargestellten Rechnung die Strecke, die erforderlich ist, um die zum Abheben notwendige Geschwindigkeit (Auftrieb > Gewicht) zu erreichen. Um  $28\text{m/Sek.}$  zu erreichen legt der Dreidecker demnach  $19,04 \cdot 15 = 285,6\text{m}$  zurück.

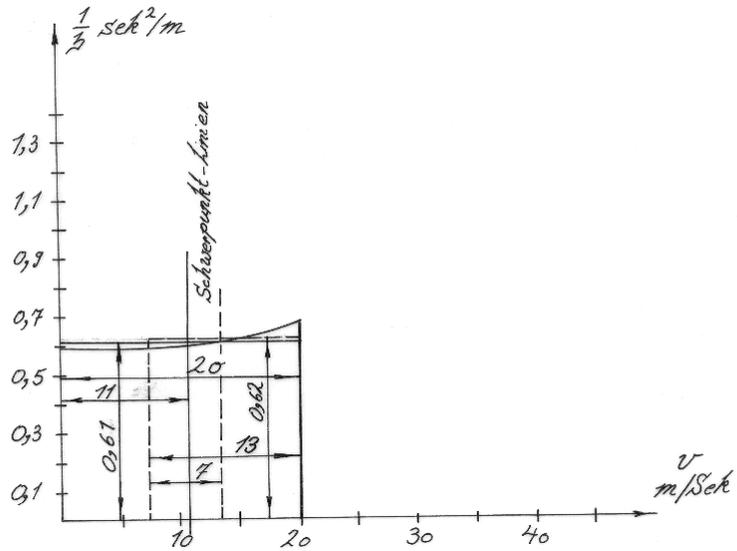


Abb.46 Verkürzung des Anlaufweges.

Vielen Lesern wird diese Streckenangabe des Anlaufwegs etwas seltsam vorkommen, da Alfred Weyl in seinem Buch "FOKKER - The Creative Years" von Leistungstests mit 141/17 schreibt, bei denen eine Anlaufstrecke von 45m angegeben wird. Auch Alex Imrie gibt in seinem Buch "The Fokker Triplane" für die Anlaufstrecke eine Distanz von unter 100m an. Im nachfolgenden finden sich die Bilder 46 - 47II, welche sich hiermit noch etwas näher befassen. Bei der Erstellung der Grafiken 44 + 45 wurde von einem schulmäßigen Startablauf ausgegangen. Das bedeutet, es wurde ein konstanter Anstellwinkel ( $2,4^\circ$ ) und absolute Windstille angenommen. Unter diesen Voraussetzungen benötigt der Dreidecker nach Abbildung 45 und 47I eine Zeit von 19,04 Sekunden und eine Anlaufstrecke von 285,6m um die zum Abheben notwendige Geschwindigkeit von  $28\text{m/Sek.}$  zu erlangen. Denn, auf Grund der Auftriebsbeiwerte läßt sich berechnen, daß der Auftrieb bei  $2,4^\circ$  Anstellwinkel und einer Geschwindigkeit von  $28\text{m/Sek}$  genau  $582\text{kg}$  ergibt. Das bedeutet aber nichts anderes, als daß der Auftrieb dem Gewicht überwiegt und das Flugzeug nunmehr in der Lage ist sich vom Boden zu lösen.

Natürlich kann ein guter und geübter Flieger die Anlaufzeit sowie den Anlaufweg durch Anwendung einiger Kunstgriffe erheblich verkürzen. Ein hauptsächlich angewendeter Kunstgriff besteht darin, den Anlauf durch frühzeitige Erhöhung des Anstellwinkels auf ein Minimum zu verringern. Diesen Vorgang stellen die Abbildungen 46 + 47II anschaulich dar.

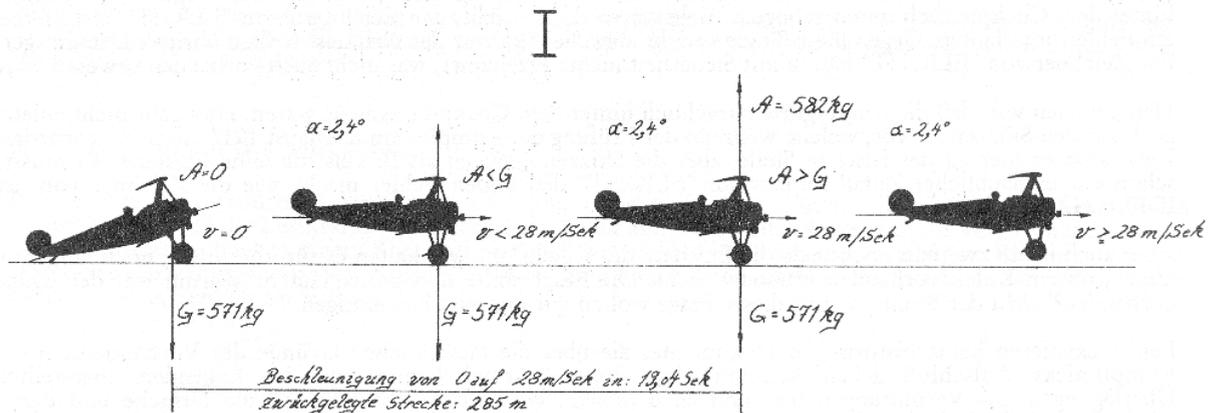


Abb.47/I Schulmäßiger Anlauf.

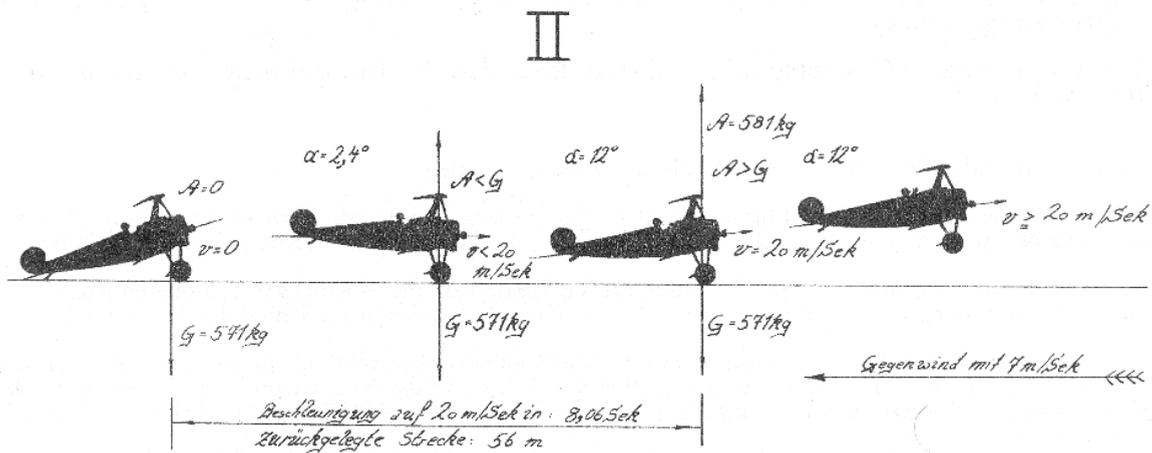


Abb.47/II Verkürzter Anlauf bei Gegenwind.

Wird der Anstellwinkel der Flügel durch frühzeitiges Heranziehen des Steuerknüppels durch den Piloten, auf sagen wir  $12^\circ$  erhöht, so steigt der Auftrieb natürlich schlagartig an. Anhand der Auftriebsbeiwerte berechnet sich die Geschwindigkeit, bei der ein Abheben mit  $12^\circ$  Anstellwinkel möglich ist zu  $20\text{m/sek}$ . Nach Bild 46 wird der Anlaufweg dadurch auf  $134,2\text{m}$  und die Anlaufdauer auf  $12,2$  Sekunden verkürzt. In Bild 46 ist außerdem ein weiterer Fall gestrichelt dargestellt. In diesem Fall startet das Flugzeug gegen einen Wind von  $7\text{m/sek}$ . Hierdurch verkürzen sich die Werte auf  $8,06$  Sekunden und  $56,42\text{m}$ . In Bild 47II wird auch dies wiedergegeben.

Unter entsprechend günstigen Verhältnissen, z.B. geringerer Reibung durch befestigte Startbahn, weniger Nutzlast und dergleichen, läßt sich der Anlauf auch sicherlich noch weiter verkürzen. Eine Anlaufstrecke von 45-50m liegt also bei diesem Dreidecker tatsächlich im Rahmen des Erreichbaren. Wir dürfen ja auch nicht vergessen, daß die Berechnungen der Anlaufstrecke auch maßgebend durch die Form der Linie II, welche ihrerseits aus Motor- und Luftschraubendaten zusammengesetzt ist, bestimmt werden. In Abschnitt Nr.3 dieses Heftes haben wir aber gehört, daß wir nur eine Luftschraube gewählt haben, deren Daten relativ nahe an die des AXIAL-Propellers herankommen.

### ***7. Der "Knick" im Rumpf***

Die Frage, ob der Fokker Dr.I mit einem Knick in den oberen Rumpfgurten entworfen wurde oder nicht, wird seit Jahrzehnten in Fachkreisen diskutiert. Hier waren (und sind auch heute noch) die verschiedensten Ansichten vertreten.

Die Debatte begann wegen einer Darstellung des Rumpfgerüsts des Dreideckers in der britischen Luftfahrtzeitschrift "FLIGHT", welche auch von dem deutschen Konterpart "FLUGSPORT" abgedruckt wurde. Diese Zeichnung basierte, wie der übrige Artikel, auf der eingehenden Untersuchung des Dreideckers 144/17 durch die Experten der Zeitschrift. In dieser Darstellung sind die oberen Rumpfgurte unmittelbar hinter dem Cockpit nach unten gebogen. Viele waren der Ansicht, den Zeichnern von "FLIGHT" sei hierbei ein Fehler unterlaufen. Gegen diese These spricht aber die Akkuraz des Artikels in allen übrigen Detailfragen. Die Zeichner von "FLIGHT" hätten mit Sicherheit nichts gezeichnet, was nicht auch vorhanden gewesen wäre.

Heute wissen wir, daß die Rumpfgurte tatsächlich hinter dem Cockpit geknickt waren. Dies geht nicht zuletzt auch aus den Skizzen hervor, welche während der Prüfung des Rumpfes am 8.August 1917 angefertigt wurden. Zwar sitzt er hier an der falschen Stelle, aber die Skizzen genügen als Beweis für seine Existenz. Es müsste schon ein unglaublicher Zufall sein, wenn "FLIGHT" den selben Fehler macht wie die Zeichner von der IDFLIEG.

Aber auch heute zweifeln noch viele die Existenz des Knicks an. Wir halten es für überflüssig noch länger zu fragen, ob ein Knick vorhanden war oder nicht. Die Frage sollte nun besser lauten: "Warum war der Knick vorhanden?". Mit der Beantwortung dieser Frage wollen wir uns jetzt beschäftigen.

Leider existieren keine historischen Dokumente, die über die tatsächlichen Gründe des Vorhandensein des Rumpfknicke Aufschluss geben könnten. Aus diesem Grund können die im folgenden angestellten Überlegungen nur Vermutungen sein und dazu dienen, von der Auswirkung auf die Ursache und damit wiederum auf die Gedanken des Konstrukteurs zu schließen.

In unseren Betrachtungen wollen wir systematisch vorgehen und zunächst überlegen, welchen Sinn eine Krümmung der oberen Rumpfgurte haben könnte.

- 1.) Es könnte sich um den Versuch gehandelt haben, den optischen Eindruck des Dreideckers zu verbessern.
- 2.) Der Knick wurde aus statischen Grundüberlegungen eingeplant, um die Festigkeit der Struktur zu optimieren.
- 3.) Aerodynamische Gesichtspunkte führten dazu, daß der Rumpfknick vom Konstrukteur entworfen wurde.

Zu den ersten beiden Punkten können wir folgende Aussagen treffen:

Zu 1.) Der optische Eindruck des Flugzeugs ändert sich nur sehr unwesentlich, wenn man annimmt, daß der Knick eine Neigung von etwa  $1^\circ$  (nach Charles Bourgets+) der hinteren oberen Rumpfgurte herbeiführt.

Zu 2.) Die Statik des Rumpfgerüsts wird durch das Vorhandensein dieses Knicks in den oberen Rumpfgurten nicht wesentlich verbessert (man beachte die Anmerkung hierzu am Schluss des Abschnitts).

Es bleibt uns somit auf der Suche nach einer zufriedenstellenden Antwort auf die Frage warum der Knick existierte nur noch der Punkt Nr.3, also der Einfluss des Knicks auf die Aerodynamik des Dreideckers. Denn, der Knick wirkt sich einzig und allein auf die Aerodynamik aus. Die unmittelbaren Auswirkungen sind:

- 3.1. Das Höhenleitwerk nimmt eine tiefer gelegene Position ein.
- 3.2. Das Seitenruder nimmt eine tiefer gelegene Position ein.

Was ergibt sich hierdurch für das Höhenleitwerk und das Seitenruder?

Zu 3.1. Die Position des Höhenleitwerks.

Durch den Knick in den oberen Rumpfgurten senkt sich die Oberkante der Rumpfgurte bis zur Einlassung der Dämpfungsfläche um etwa 30mm ab. Dadurch kommt das gesamte Höhenleitwerk ebenfalls um 30mm herunter (Abb.48). Man könnte jetzt spekulieren und sagen, daß durch diese Absenkung des Höhenleitwerkes dieses aus dem Windschatten des Mittelflügels herausgenommen wird und dadurch auch eine bessere Anströmung des Bauteils die Folge ist. Diese Schlussfolgerung erscheint allerdings nicht sehr überzeugend, da, wenn wir uns noch einmal die Abbildungen 39 und 40 ansehen, das Höhenleitwerk die meiste Zeit unmittelbar hinter dem Mittelflügel sitzt. In Abbildung 40 zeigt sich sogar, daß das Höhenleitwerk in dieser Stellung oberhalb des Mittelflügels zu liegen kommt. Ohne Rumpfknick würde es sogar noch 30mm höher liegen. An diesen Ausführungen lässt sich erkennen, daß es also kaum

der Sinn gewesen sein kann, das Höhenleitwerk aus dem Windschatten des Mittelflügels zu bekommen. Gegen diese These spricht auch, daß die oberen Rumpfgurte der Typen Fokker D.VI und D.VII einen ähnlichen Knick aufweisen. Bei beiden Typen handelt es sich aber um Doppeldecker ohne "störenden" Mittelflügel.

Die Funktion der Dämpfungsfläche als solche wird durch die Veränderung ihrer Höhenlage ebenfalls nicht beeinflusst, da sich weder die Richtung noch die Größe der auf sie einwirkenden vertikalen Luftkraft  $K_D$  (Abb.39) hierdurch verändern.

### 3.2. Die Position des Seitenruders

Das einzige, was tatsächlich veränderbar ist und messbar in Erscheinung tritt sobald der Rumpfknick vorhanden ist, sind die Luftkräfte, welche das Seitenrunder aufnimmt. Bild Nr.48 zeigt im Vergleich die Position des Seitenruders einmal an einem Rumpf ohne Knick (gestrichelt) und zum andern an einem Rumpf mit Knick. Wie bereits erwähnt, würde der Rumpf, wäre er ohne Knick konzipiert, an seinem Ende um 30mm höher liegen als es tatsächlich der Fall ist.

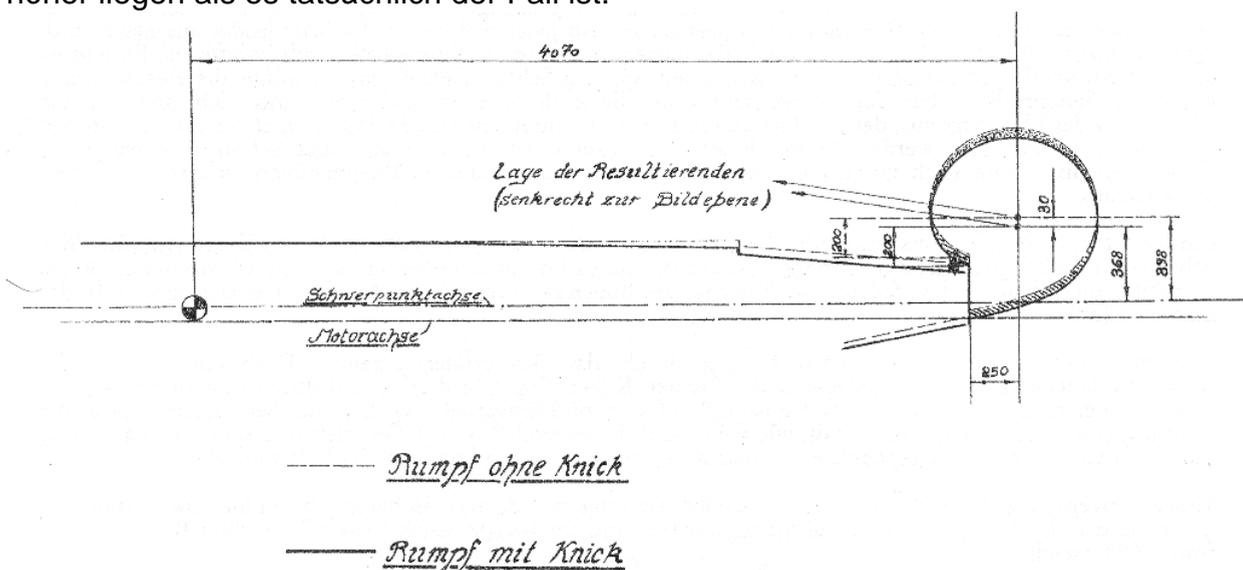


Abb.48 Vergleich der Seitenruderlage.

Anhand der Unterlagen, welche durch die Idflieg während der Typenprüfung angefertigt wurden, definiert sich der Lastschwerpunkt, also der Punkt, an dem die Resultierende der auf das Seitenrunder einwirkenden Kräfte angreift, so, daß er 200mm oberhalb der Höhenrunderachse und 250mm hinter der Seitenrunderachse zu liegen kommt. Der obere Punkt im Seitenrunder bezeichnet die Lage der Resultierenden an einem Rumpf ohne Knick. Hierbei liegt die Resultierende 398mm oberhalb der Schwerpunktachse.

Wir haben auch bereits in einem früheren Abschnitt darüber gesprochen, daß bei einem Seitenruderausschlag nicht nur ein Drehmoment um die vertikale Achse des

Flugzeugs, sondern, bedingt durch die Lage der Resultierenden oberhalb der Schwerpunktachse (Abb.48) gleichzeitig eine Rollbewegung um die Längsachse des Flugzeugs herbeigeführt wird. Dieses Drehmoment läßt sich natürlich auch berechnen. Hierzu brauchen wir zuerst den Steuerdruck, der durch das Seitenruder aufgenommen wird. Für unser Beispiel rechnen wir mit einem Vollausschlag bei  $v = 36\text{m/Sek.}$ . Nach Abschnitt 5.4. beträgt der Steuerdruck  $P$  hierbei:

$$P = 1/8 \cdot 0,92 \cdot 0,601 \cdot 36^2 = 89,57\text{kg.}$$

Das Drehmoment, welches bestrebt ist, die Maschine bei einem solchen Ruderausschlag um die, zur Längsachse parallel verlaufende Schwerpunktachse zu rollen, berechnet sich aus der Größe des Steuerdrucks  $P$  mal dem Hebelarm, also dem Abstand der Resultierenden Kraft des Seitenruders von der Schwerpunktachse. Damit erhalten wir:

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

Damit wissen wir nun, daß das Drehmoment um die Schwerpunktachse bei einer Rumpfauslegung ohne Rumpfknicke in diesem Fall 35,65kgm beträgt.

Wie verhält es sich aber nun, wenn das Seitenruder, und damit auch die Resultierende Luftkraft des Seitenruders um 30mm abgesenkt wird? Nun, der Hebelarm reduziert sich um diese 30mm, da die Resultierende näher an die Schwerpunktachse heranrückt. Der Hebel besitzt also die Größe  $0,398\text{m} - 0,030\text{m} = 0,368\text{m}$ . Die Größe des Drehmomentes fällt dadurch auf:

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

Die Differenz zwischen den beiden Größen beläuft sich auf 2,69kgm.

Was bedeutet dieses Drehmoment für die Verwendung des Dreideckers in der Praxis? Zum einen kann man sich das Drehmoment dahingehend nützlich machen, in dem man es als Gegenkraft zum Rückdrehmoment des Propellers benützt. Dies kann durch eine leichte Einstellung erfolgen. Eine andere Eigenart des durch das Seitenruder hervorgerufenen Drehmomentes liegt darin, daß jedes mal, wenn das Seitenruder ausgelegt wird, der Fall eintritt, daß es das Flugzeug in genau der entgegengesetzten Richtung rollen läßt, wie für die Einleitung in einen Kurvenflug notwendig ist. Daraus können wir den Schluss ziehen, daß, je höher die Resultierende Kraft des Seitenruders über der Schwerpunktachse liegt, desto unvorteilhafter wirkt sich dies auf die Wendigkeit des Flugzeugs aus, denn schließlich muss das Drehmoment von 35,65kgm noch zusätzlich von den Querrudern überwunden werden. Unter diesen Gesichtspunkten macht es natürlich schon Sinn wenn das Seitenruder um 30mm nach unten abgesenkt ist. Besonders bei schnellen Flugmanövern zeichnet sich dies merklich aus.

Ein weiterer, nicht zu unterschätzender Effekt tritt ein, wenn das Seitenruder tiefer zu liegen kommt. Wir haben oben die Möglichkeit des Rumpfknicke aus statischen Gründen ausgeschlossen. Dies kann nur teilweise als richtig angesehen werden.

Solange das Flugzeug am Boden steht mag das auch vollständig richtig sein. In der Luft aber ändert sich dies.

Wie wir eben gehört haben, versucht das durch das Seitenruder erzeugte Drehmoment um die Schwerpunktachse genau entgegengesetzt der für den Kurvenflug erforderlichen Rollrichtung zu rollen. Das bedeutet aber nichts anderes, als daß der Rumpf auf Torsion beansprucht wird, da das Seitenruder ihn in die entgegengesetzte Richtung drehen will, wie die Querruder es wollen. Das äußert sich in etwa so als hätte man den Rumpf am Bug fest eingespannt und versucht ihn nun wie eine Spindel am Heck zu verdrehen.

Möglicherweise mag diese Theorie dem einen oder anderen etwas dürftig erscheinen. Es sei hier aber darauf hin gewiesen, daß der Rumpf bei der Belastung des Seiten- und des Höhenruders "bereits" bei einer Bruchlast von "nur" 108% brach.

Mit diesen Beobachtungen haben wir zwei plausible und mögliche Gründe für das Vorhandensein des Rumpfklicks gefunden.

- A.) Bei Auslegung des Seitenruders fällt das Rollmoment um die, längs der Längsachse verlaufende und durch den Schwerpunkt gelegten Achse um 2,69kgm geringer aus als wenn der Rumpf keinen Knick hätte. Hierdurch reagiert das Flugzeug sensibler auf die Betätigung der Querruder.
  
- B.) Die Beanspruchung der Rumpfstruktur auf Torsion wird durch den Rumpfklick reduziert. Bei Gleichsinniger Betätigung von Quer- und Seitenruder können sehr große Torsionskräfte auf den Rumpf wirken. Durch den Rumpfklick wird die Gefahr von Rumpfbrüchen durch Überbeanspruchung bei ungewöhnlichen und plötzlichen Ruderausschlägen bei hohen Geschwindigkeiten gesenkt.

Zum Abschluss dieser Abhandlung sei noch einmal daran erinnert, daß hier nicht das gesamte Gebiet der Aerodynamik abgehandelt wurde. Hier wurden lediglich die aller interessantesten Punkte herausgegriffen und mehr oder weniger oberflächlich abgehandelt. Der Sinn soll sein, auch dem aerodynamisch unvorbelasteten die Grundlagen begreiflich zu machen und die Möglichkeit an die Hand zu legen, weitere Modellrechnungen selbst durchzuführen, wenn das eine oder andere Problem noch von besonderem Interesse sein sollte.

Wir wollen noch einmal ausdrücklich erwähnen, daß wir dieses Werk mit voller Absicht nicht so aufgebaut haben, daß moderne Formelzeichen und Rechenmethoden angewandt wurden. An den Ergebnissen ändert dies aber nichts.