

Bodeneffektgeräte

Untersuchung des dynamischen Bodeneffekts auf Ursachen und Wirkungen in Theorie und Praxis

Facharbeit im Lk Physik
von Manuel Fluck

Übersicht

Seit langem ist bekannt, dass sich die Eigenschaften eines Flugzeuges, v.a. die Gleitzahl, aber auch die Momente, bei Annäherung an den Boden deutlich ändern.

Zuerst werden die strömungsmechanischen Grundlagen erläutert, dann soll der Bodeneinfluss anhand von einigen Versuchen bestätigt und schließlich theoretisch erklärt werden. Diese Betrachtungen machen die Vorteile, die ein Fluggerät im dynamischen Bodeneffekt bringen könnte, deutlich: Die Möglichkeit eines schnellen Überwassertransports bei gleichzeitig sehr guter Wirtschaftlichkeit. Aber auch die Gefahren und Probleme werden behandelt.

Als eine Lösung dieser Probleme zeigen sich die „Aerodynamischen Bodeneffektgeräte“ von Dr. A.M. Lippisch und deren Weiterentwicklung durch die Firma Fischer Flugmechanik.

<u>Inhalt:</u>	Seite
<u>Formelgrößen und deren Zusammenhänge</u>	1
1. Einleitung	3
2. Grundlagen der Strömungsmechanik	3
2.1 Der Auftrieb	4
2.2 Der Widerstand	7
2.2.1 Reibungs- und Druckwiderstand	7
2.2.2 Der induzierte Widerstand	7
3. Versuche zum Bodeneffekt	9
4. Die theoretische Erklärung des Bodeneffekts	15
4.1 Die Änderung des induzierten Widerstands	15
4.2 Der Stau effekt	19
5. Nutzen und Anwendungsmöglichkeiten	21
5.1 Die wichtigsten Vorteile eines Bodeneffektgeräts	21
5.2 Militärische Anwendungen	23
6. Probleme und Gefahren	24
7. Die erfolgreichen Konstruktionen von Fischer Flugmechanik und Airfoil-Botec	25
8. Schlusswort	28
9. Anhang:	29
9.1 Annahme einer Elliptischen Zirkulationsverteilung	29
9.2 Tabellen	30
9.2.1 Werte der Kraftmessung	30
9.2.2 Werte der Kraftmessung	31
9.2.3 Werte für den Gleitzahlenvergleich	32
9.3 Literaturverzeichnis	32

Formelgrößen und deren Zusammenhänge:

Größtenteils sind Formelgrößen wie in den jeweiligen Quellen bezeichnet, zum Teil werden aber auch die momentan gebräuchlichen Zeichen verwendet.

Geometrische Größen:

A	Fläche
b	Spannweite
l	Flügel­tiefe (auch Abstand von der Flügelvorderkante)
h	doppelte Fughöhe¹
V	Volumen
x, y, z	rechtwinklige Koordinaten

Indices:

A	Auftrieb
G	Gewicht
i	induzierter Wert
r	resultierender Wert
W	Widerstand
∞	ungestörter Wert

Mechanische Größen:

F	Kraft
F_A	Auftrieb (-skraft)
F_G	Gewicht (-skraft)
F_W	Widerstand (-skraft)
G	Gleitzahl
m	Masse

¹ h wird unterschiedlich verwendet. Hier bleibe ich analog zu [WIS], bei dessen Beweis h für die doppelte Flughöhe steht.

Stoffliche Größen:

γ	Wichte (spezifisches Gewicht)	$\gamma = \rho g$
μ	Zähigkeitsbeiwert	
η	kinematische Zähigkeit	$\eta = \mu/\rho$
ρ	Dichte	$\rho = m/V$

Strömungstheoretische Größen:

a	Schallgeschwindigkeit	
c_a	Auftriebsbeiwert	
c_w	Widerstandsbeiwert	
Ma	MACHsche Zahl	$Ma = v_\infty / a$
q	Staudruck	$q = \rho v_\infty^2 / 2$
Re	REYNOLDSsche Zahl	$Re = v_\infty l / \eta$ $= v_\infty l \rho / \mu$
v	Geschwindigkeit	
v_∞	Anströmgeschwindigkeit	
v_i	induzierte Geschwindigkeit	
v_r	resultierende Geschwindigkeit	
α	Anstellwinkel	
Γ	Zirkulation oder Wirbelstärke	

² für Luft (NN, 15°C): $\eta \approx 1,46 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ (vgl. [AdF I], S.8)

1. Einleitung

Schon seit den Anfängen der Fliegerei ist der dynamische Bodeneffekt (im Folgenden Bodeneffekt genannt) bekannt. Es wird berichtet, dass bereits die Piloten der ersten großen Wasserflugzeuge durch dieses Phänomen bis zur Hälfte des Kraftstoffs sparen konnten. (vgl. [Hitec])

Auch bei Start und Landung wurde der Bodeneffekt bemerkt. Flugzeuge, die über ihr Startgewicht beladen waren, konnten abheben. Beim Landeanflug wurde beobachtet, dass gelegentlich ein Flugzeug plötzlich instabil wurde. (vgl. [TOE], S.1) Auch dies lässt sich durch die Auswirkungen des Bodeneffekts erklären.

Um die günstigen Verhältnissen beim Flug in Bodennähe gefahrlos nutzen zu können wird seit vielen Jahren an der Entwicklung spezieller Bodeneffektgeräte gearbeitet. Diese Geräte und die Physik dahinter sollen im Folgenden näher betrachtet werden.

2. Grundlagen der Strömungsmechanik

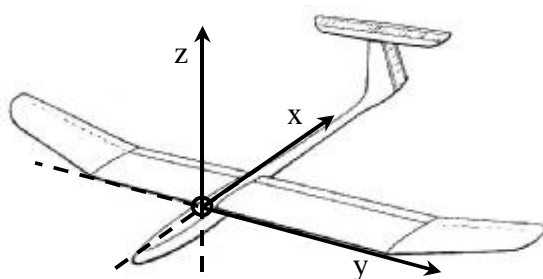


Abbildung 1: Das Koordinatensystem: rechtwinklig, x-Achse in der Rumpfmittlinie parallel zur Anströmrichtung nach hinten, y-Achse in der Flügelvorderkante, und z nach oben

Bevor näher auf den Bodeneffekt, ein Spezialgebiet der Aerodynamik des Flugzeuges – eigentlich sogar ein Sonderfall beim Fliegen überhaupt –, eingegangen wird, sollen zunächst einige aerodynamische Grundlagen behandelt werden. Wenn nicht anders erwähnt, diene hier als Grundlage [AdF I & II].

Um eindeutig über Punkte und Richtungen sprechen zu können wird zunächst ein Koordinatensystem wie in Abbildung 1 festgelegt.

Da die Betrachtung der Strömung im kompressiblen Medium erheblich aufwendiger ist als die im inkompressiblen, wird letzteres angenommen. Dies ist auch mit guter Näherung möglich, da bei den Betrachtungen die MACHsche Zahl $Ma = v_{\infty} / a$ klein bleibt gegen eins.³

2.1 Der Auftrieb

Damit ein Flugzeug nicht abstürzt muss eine Kraft der Gewichtskraft F_G das Gleichgewicht halten. Diese Kraft heißt Auftrieb F_A . Es ist der dimensionslose Auftriebsbeiwert c_a definiert: (vgl. [KLM], S.177)

$$c_a = \frac{F_A}{qA} \quad (2.1)$$

Im Folgenden Abschnitt möge beim strömenden Medium außer der Kompressibilität auch die Zähigkeit vernachlässigt werden. Solange

die REYNOLDSsche Zahl $Re = v_{\infty} l / \eta$ sehr groß ist, erhält man auch aus der Theorie der inkompressiblen, reibungslosen Strömung den Auftrieb mit sehr guter Näherung. (vgl. [AdF I], S. 391) Dies ist in den meisten Anwendungen der Fall.

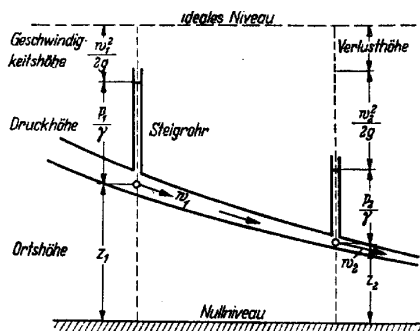


Abbildung 2: Schematische Darstellung der Bernoulli Gleichung; aus [AdF I], S. 35⁴

Für die Erklärung des Auftriebs sind vor allem zwei Gleichungen wichtig: Durch die Kontinuitätsgleichung (vgl. [KLM], S. 169) zum einen wird die Erhaltung der Masse ausgedrückt. Für eine eindimensionale Bewegung längs einer Stromröhre mit dem Querschnitt A und der über den Querschnitt konstanten Geschwindigkeit v ist das pro Zeiteinheit durchströmende Volumen $\Delta V / \Delta t = A v$. Somit ist

³ Nach [AdF I], S.6f, ist ein Gas mit guter Näherung inkompressibel, falls $1/2Ma^2 \ll 1$. Außerdem gilt: $\Delta\rho/\rho = 1/2Ma^2$. Bis ca. 350 km/h ist also Dichteänderung vernachlässigbar ($\Delta\rho/\rho < 5\%$). Für die Versuchsströmung mit $v = 7\text{m/s}$ ergibt sich die minimale relative Dichteänderung $\Delta\rho/\rho = 0,5(7\text{m/s} / 331\text{m/s})^2 = 2,2 \cdot 10^{-4}$.

⁴ In einigen älteren Quellen wird die Geschwindigkeit mit w (altdeutsches v) bezeichnet.

$\Delta m / \Delta t = \rho A v$. Da zu keinem Zeitpunkt Materie die Stromröhre verlässt, gilt:

$$r A v = \text{const.}^5 \quad (2.2a)$$

Für die inkompressible Strömung ($\rho = \text{const.}$) gilt:

$$A v = \text{const.} \quad (2.2b)$$

Die zweite Gleichung ist die von Bernoulli (vgl. [AdF I], S.38ff), womit die Erhaltung der Energie ausgedrückt wird. Es gilt:

$$\frac{r}{2} v^2 + p + g z = \text{const.} \quad (2.3)$$

Dabei ist $\rho v^2 / 2$ die kinetische Energie der Strömung, p die Druckenergie und γz die Potentielle Energie. (vgl. Abbildung 2). „Dies ist die für die Bewegung der reibungslosen, inkompressiblen Flüssigkeit fundamentale Gleichung.“ ([AdF I], S. 38)

Wird eine Tragfläche mit der Geschwindigkeit v_∞ angeströmt, so ergibt sich auf Grund der speziellen Form eine Verdichtung der Stromlinien auf der Oberseite wohingegen sich auf der Unterseite der Abstand die Stromlinien zueinander nicht ändert oder er sogar leicht größer wird (vgl.

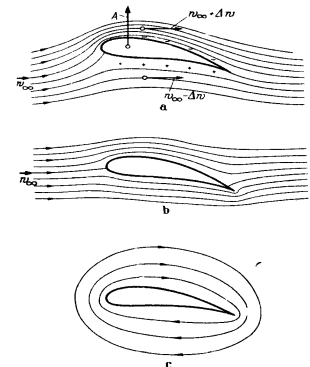


Abbildung 3a). Nach Gl.2.2b folgt dass die Geschwindigkeit an der Oberseite zunimmt, an der Unterseite jedoch gleich bleibt bzw. leicht ab-

Abbildung 3: Entstehung des Geschwindigkeitsunterschieds durch Überlagerung von Translations- (b) und Zirkulationsströmung (c); aus [AdF I], S.365

nimmt. Den Geschwindigkeitsunterschied Δv stellt man sich als Überlagerung einer konstanten, translatorischen Linearströmung mit $v = v_\infty$ (Abbildung 3b) und einem Wirbel (Abbildung 3c) mit der Zirkulation Γ vor. Wenn man annimmt, dass $|\Delta v_o| = |\Delta v_u|$, gilt:⁶

$$v_o = v_\infty + |\Delta v| \quad (\text{die Geschwindigkeit auf der Flügeloberseite})$$

⁵ Hier sei angemerkt, dass diese Regel nur unterhalb der Schallgeschwindigkeit gilt, da sonst mit steigender Geschwindigkeit der Druck abnimmt, wodurch das Volumen vergrößert wird.

⁶ Ein exakter Beweis, ohne die angenommenen Vereinfachungen, wäre mit der Blasiuschen Formel (vgl. [BLA]) mit komplexen Funktionen möglich. Er führt zu dem selben Ergebnis.

und $v_u = v_\infty - |\Delta v|$ (die Geschwindigkeit auf der Flügelunterseite)

Mit Gl.2.3 wird deutlich, dass so ein Druckunterschied entsteht:

$$\frac{r}{2} v_\infty^2 + p_\infty + z = \frac{r}{2} (v_\infty - \Delta v)^2 + p_u + z = \frac{r}{2} (v_\infty + \Delta v)^2 + p_o + z \quad (2.4)$$

Es herrscht also gegenüber dem Druck in großem Abstand vom Flügel oben Unterdruck, unten Überdruck. Da Δz vernachlässigbar klein ist, ergibt sich für die Druckdifferenz: (vgl. hierzu [AdF I], S.264ff)

$$\Delta p = p_{u_o} - p_o = \frac{r}{2} (v_\infty + \Delta v)^2 - \frac{r}{2} (v_\infty - \Delta v)^2 = \underline{\underline{2 r v_\infty \Delta v}} \quad (2.5)$$

Der Auftrieb F_A des Flügels ist die Summe aller Druckkräfte auf kleine Flächenstreifen $\Delta A = b \Delta x$ (parallel zur y-Achse) der Tragfläche längs deren Kontur an Ober- und Unterseite. Somit ist für $\Delta x \rightarrow 0$:

$$F_A = b \int_0^l \Delta p \, dx \quad (2.6)$$

Mit Gl.2.5:

$$F_A = 2 r b v_\infty \int_0^l \Delta v \, dx \quad (2.7)$$

Es ist $\Gamma(y) = 2 \int_0^l \Delta v \, dx$ definiert ([AdF I], S. 367). Damit ergibt sich für den Auftrieb:

$$F_A = r v_\infty \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \, dy \quad (2.8)$$

die Kutta-Jourkowsky-Formel (wobei F_A stets normal zur resultierenden Anströmrichtung wirkt; vgl. [AdF I], S.367ff).

Damit kann, sobald nur die Zirkulation Γ bekannt ist, der Auftrieb berechnet werden. (vgl. [AdF I], S 75ff).

2.2 Der Widerstand

Neben der Auftriebskraft wirkt am Flügel noch eine zweite Kraft, der Widerstand F_w . Analog zum Auftrieb ist der Beiwert definiert: (vgl. [KLM], S.177)

$$c_w = \frac{F_w}{qA} \quad (2.9)$$

2.2.1 Reibungs- und Druckwiderstand

Der Reibungswiderstand entsteht aus der Reibung eines zähen Mediums an dem umströmten Gegenstand, der Druckwiderstand aus Druckunterschied zwischen Luv- und Leeseite.

Da der Wert der Reibungs- und Druckwiderstände ist relativ gering ist, wird auf eine genauere Auseinandersetzung mit diesen zu Gunsten eines weiteren Widerstands verzichtet, der sich bei der Annäherung an den Boden deutlich ändert:

2.2.2 Der induzierte Widerstand

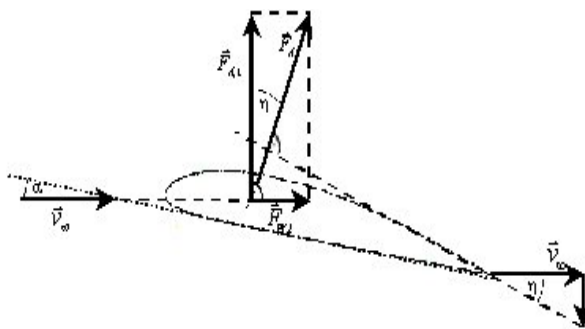


Abbildung 4: Die Entstehung des induzierten Widerstands durch die Abwärtsgeschwindigkeit v_i ; nach [AdF II], S. 3

Anschaulich betrachtet kann dieser durch die beiden freien Wirbel an den Enden eines endlich langen Tragflügels erklärt werden. Diese Wirbel entstehen aus dem teilweisen Druckausgleich an den Flügelspitzen.⁷ (vgl. [AdF II], S. 2ff)

Da der Auftrieb nach Kutta-Jourkowsky (Gl.2.8) senkrecht zur resultierenden Anströmrichtung \vec{v}_r ist, lässt sich der Widerstand zunächst leicht ermitteln:

⁷ Die Versuche werden diese Annahme bestätigen.

Die Zirkulation Γ der freien Wirbel verursacht eine Abwärts-
geschwindigkeit $\overset{\mathbf{r}}{v}_i$, welche die Anströmgeschwindigkeit $\overset{\mathbf{r}}{v}_\infty$ um η nach
unten neigt (vgl. Abbildung 4). Dadurch neigt sich die Normale $\overset{\mathbf{r}}{F}_A$
nach hinten und kann in zwei Komponenten zerlegt werden: $\overset{\mathbf{r}}{F}_{A,\perp}$
und, den induzierten Widerstand $\overset{\mathbf{r}}{F}_{W,i}$. Da $v_i \ll v_\infty$, gilt:

$$\overset{\mathbf{r}}{dF}_{W,i} = d\overset{\mathbf{r}}{F}_A \frac{v_i}{v_\infty} \quad (2.10)$$

Für den ganzen Flügel ergibt sich dann:

$$\overset{\mathbf{r}}{F}_{W,i} = \frac{1}{v_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \overset{\mathbf{r}}{F}_A(y) v_i(y) dy \quad (2.11)$$

mit Gl.2.8

$$\overset{\mathbf{r}}{F}_{W,i} = r \int_{-b/2}^{b/2} \overset{\mathbf{r}}{\Gamma}(y) v_i(y) dy \quad (2.12)$$

Zur weiteren Berechnung sind jetzt hier die Funktionen der Zirkula-
tions- und der Abwärtsgeschwindigkeitsverteilung nötig, auf die
auch hier allgemein nicht näher eingegangen werden soll.⁸

Später wird sich zeigen, dass die Annahme einer elliptischen Zirku-
lationsverteilung eine wichtige Vereinfachung ist. Für diesen Fall
werden dann Gl.2.12 und auch Gl.2.8 besonders handlich:

$$\overset{\mathbf{r}}{F}_{W,i} = \frac{\rho}{8} r \overset{\mathbf{r}}{\Gamma}_0^2 \quad (2.13)$$

$$\overset{\mathbf{r}}{F}_A = \frac{\rho}{4} r b v_\infty \overset{\mathbf{r}}{\Gamma}_0 \quad (2.14)$$

$\overset{\mathbf{r}}{\Gamma}_0$ ist dabei der Wert der Zirkulation in der Flügelmitte.⁹

Mit $\overset{\mathbf{r}}{\Gamma}_0 = 4\overset{\mathbf{r}}{F}_A / (\rho r b v_\infty)$ aus Gl.2.14 in Gl.2.13 folgt für den induzier-
ten Widerstand:

⁸ Die Zirkulation lässt sich, bei gegebenen Flügelwerten mit Hilfe konformer Abbildungsfunktionen und komplexer Funktionen berechnen (vgl. [AdF I], S.396ff). Die Verteilung der Abwärtsgeschwindigkeit lässt sich durch eine Integralgleichung mit singulärer Stelle in Abhängigkeit von Γ berechnen (vgl. [AdF II], S. 7). Eine genauere Betrachtung dieser Probleme wäre sicherlich interessant, würde allerdings sowohl den sinnvollen mathematischen Aufwand übersteigen, als auch zu weit vom Thema wegführen.

⁹ Hier wird bewusst nur das Ergebnis genannt, und für eine genauere Betrachtung auf Anhang 9.1 verwiesen, da die Arbeit sonst zu formellastig werden würde.

$$\frac{\mathbf{r}}{F_{W,i}} = \frac{2\dot{F}_A^2}{pb^2 r v_\infty^2} = \frac{\dot{F}_A^2}{\underline{p qb^2}} \quad (2.15)$$

Diese Gleichung wird später zur Berechnung der Abnahme des Widerstands im Bodeneffekt dienen, da so $F_{W,i}$ leicht aus einfach zu messenden Größen berechnet werden kann.

Da im Anschluss über Versuche berichtet wird, soll noch eine zur Beschreibung der Flügeigenschaften wichtige Größe, die Gleitzahl G , erwähnt werden:

$$G = \frac{F_A}{F_W} \quad (2.16)$$

3. Versuche zum Bodeneffekt

Vom Autor wurden Versuche durchgeführt, welche die Auswirkungen der Bodennähe auf eine Tragfläche zeigen. Dafür wurde zunächst ein Tragflächen-Modell mit folgenden Daten gebaut:

Flügeltiefe:	$l = 10\text{cm}$
Dicke:	$1,8\text{cm}$
Streckung:	max. 26cm für die halbe Spannweite s , somit virtuelle Spannweite: $b' = 52\text{cm}$
v_∞	ca. 7m/s

Da das Modell auf Grund der kleinen Abmessungen des Gebläses nicht größer gebaut werden konnte wurde eine Halb-Tragfläche konzipiert. Somit konnte größere Realitätsnähe durch größere Re-Zahlen erreicht werden, da die Ergebnisse auf einen Flügel mit $b = b'$ übertragen werden konnten.¹⁰

Als Profil wurde Clark Y gewählt¹¹, da dieses eine glatte Unterseite hat, was zum einen einfach zu bauen war, aber vor allem im Boden-

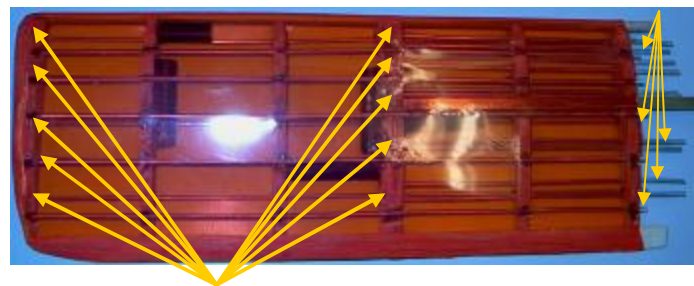
¹⁰ $\text{Re}_{\text{Modell}} = \frac{7\text{m/s} \cdot 0,52\text{m}}{1,46 \cdot 10^{-5} \text{m}^2/\text{s}} = 2,4 \cdot 10^5$, aber z.B. $\text{Re}_{\text{Cessna}} \approx \frac{120\text{m/s} \cdot 10\text{m}}{1,46 \cdot 10^{-5} \text{m}^2/\text{s}} = 8,2 \cdot 10^7$

¹¹ Daten von [pro]

effekt einige Vorteile aufweist, die sich später noch zeigen werden. Der Bau eines eigenen Modells wurde aus folgenden Gründen vorgezogen:

1. musste befürchtet werden, dass bei den vorhandenen Flügeln mit kurzer Streckung die Umströmung der Flügelenden die Ergebnisse übermäßig beeinflusst und so die Eigenschaften des Profils verwischt.
2. wäre es aus demselben Grund unmöglich, gewesen Profilströmung¹² und Randströmung zu vergleichen. Und
3. gab es keine Angaben zum Profiltyp, wodurch ein Vergleich mit anderen Messungen unmöglich gewesen wäre.

Die Modelltragfläche (vgl. Abbildung 5) wurde mit 4*5 Messröhrchen zur Druckbestimmung ausgestattet. Außerdem wurde die Platte, die den Boden simuliert,



Löcher zur Druckmessung **Abbildung 5.** Die Modelltragfläche.

mit dünnen Fäden versehen (Abbildung 6), die es ermöglichten den Strömungsverlauf zu beobachten. Es hat sich glücklicherweise herausgestellt, dass sich die Strömung in keinem Versuch von der Platte löste.

Mit der Anordnung nach Abbildung 7 konnte der Druckverlauf entlang der Flügelkontur in verschiedenen Bodenabständen qualitativ ermittelt werden. Da der genaue Winkel des Steigrohrs gegenüber der Vertikalen, sein Durchmesser, so wie der Inhalt der Grenzfläche Luft-Wasser nur unzureichend bestimmt werden konnten, wurde auf eine quantitative Berechnung verzichtet. Die Drücke dürften aber im Bereich von einigen Zehntel hPa liegen.¹³



Abbildung 6: Mit dieser Platte wurde der Boden simuliert.

¹² Strömung in der Flügelmitte

¹³ $q = r v^2 / 2 = 1,2 \text{ kg} / \text{m}^3 (7 \text{ m} / \text{s})^2 / 2 \approx 30 \text{ Pa}$. Der gemessene Druck liegt auch etwa in diesem Bereich, da $c_a \approx 1$.

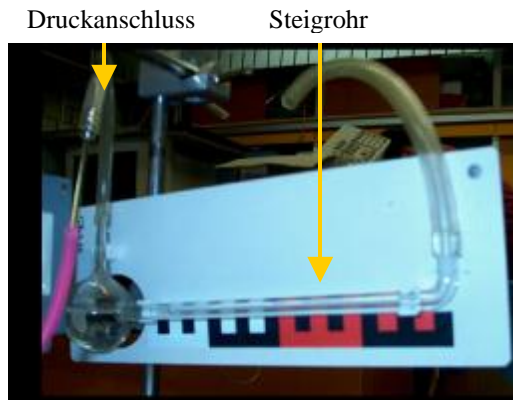


Abbildung 7: Die Anordnung zur Druckmessung.

Die entlang einer Profillinie zum einen in der Tragflächenmitte als auch am Rand gemessenen Ergebnisse sind in Abbildung 9 (Seite 14) dargestellt, wobei die Länge der Abweichung der Wassersäule vom ungestörten Zustand

gemessen wurde, weil diese proportional zur Druckänderung ist. Da auf der Oberseite Unterdruck und unten Überdruck herrscht, ist die Oberseite unter der l-Achse, die Unterseite hingegen über der l-Achse angetragen.

Leider war ein Messröhrchen defekt, so dass oben in der Flügelmitte der vorderste Wert nicht ermittelt werden konnte.

Aus Abbildung 9 ist auf den ersten Blick ersichtlich, dass die Auftrieb erzeugenden Druckkräfte mit Annäherung an den Boden zunehmen. Der Vergleich Mitte-Außen zeigt eine Abnahme des Druckunterschieds nach außen, was auf die Umströmung der Flügelenden zurückzuführen ist. Dies bestätigt die Erklärung des induzierten Widerstands mit den freien Wirbeln am Flügelende.

Auch die erste Befürchtung wird bestätigt, da ersichtlich ist, dass der Einfluss des Bodens am Rand wesentlich geringer oder sogar anders ist. Besonders fallen hier die Werte für $h/2 = 1$ bis 6 bei Anstellwinkeln von 10° Außen auf. Die Erklärung hierzu, sowie eine weitere Auswertung wird nachfolgend sukzessiv bei den jeweils entsprechenden Aspekten gegeben werden.

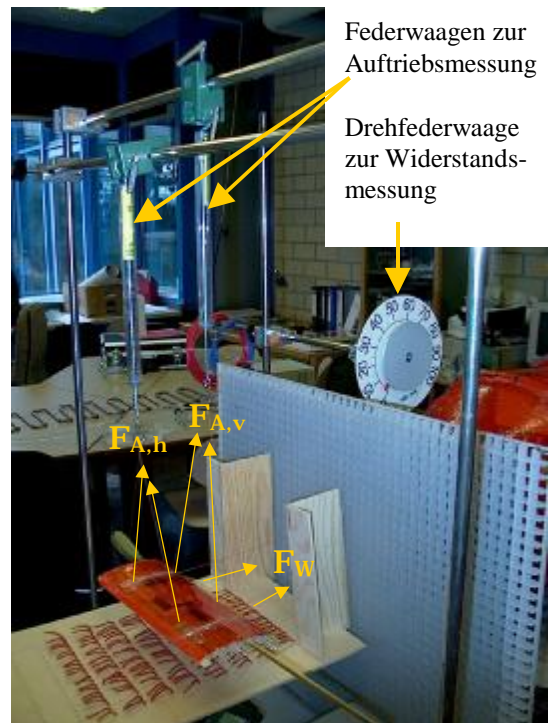


Abbildung 8: Die Anordnung zur Kräftermessung.

Siehe: PowerPoint-Datei Druckverteilung

Abbildung 9: Druckverteilung in Abhängigkeit von der Position auf der Profillinie (vgl. **Abbildung 5**) für verschiedene Flughöhen und Anstellwinkel. (Messwerte: vgl. Tabelle 0) ($q \approx 2 \approx 30\text{Pa}$)

Des Weiteren wurden die Auftriebs- und Widerstandskräfte am Flügel gemessen. Die vorhandene Zweikomponentenwaage wurde dazu nicht verwendet, weil für diese Art der Messung die Kraftverteilung über die Spannweite bekannt sein, oder doch wenigstens genähert werden müsste. Dies schien aber nicht möglich, da sich Auftriebs- und Widerstandsschwerpunkt bei den Versuchen sowohl in x-, als auch in y-Richtung ändern sollten. Es wurde stattdessen die in Abbildung 8 dargestellte Konstruktion aufgebaut, womit es möglich war das Wandern des Auftriebsschwerpunktes zumindest in x-Richtung zu beobachten (vgl. Abbildung 12).¹⁴ Der Flügel konnte allerdings konstruktionsbedingt durch die Strömung nach hinten ausgelenkt werden. Dadurch wurde die Widerstandsmessung recht ungenau, da so ein Teil der Widerstandskräfte auf die Aufhängung wirkte und nicht mehr als Widerstand gemessen wurde. Die Berechnung des Widerstands aus dem Auslenkungswinkel war auch nicht möglich, da die Verteilung der Kraft auf die beiden Aufhängungsschnüre unbekannt war.

Die genaue Begrenzung der Strömung durch die vorderen Platten sollte es erlauben, den Unterschied zwischen Profilströmung und Randströmung zu untersuchen, indem entweder nur in der Flügelmitte oder bis an den Rand hin angeblasen wurde.

In Abbildung 11 zeigt sich bereits, dass für gemäßigte Anstellwinkel die Gleitzahl bei starker Annäherung an den Boden zunimmt.

Leider zeigte sich aber bei Annäherung an den Boden für keinen Anstellwinkel eine Verminderung des Widerstands (vgl. Abbildung 10). Auch dafür sollen mögliche Gründe erst später gegeben werden.

Weil es zwischen Randströmung und Profilströmung qualitativ keinen Unterschied gab, sind in Abbildung 13 nur Polare der Profilströmung dargestellt, da dabei eine größere Flügelfläche angeblasen wurde und so größere, und damit genauere Messwerte erhalten ermittelt werden konnten.

¹⁴ Eine Messung an vier Punkten, die das Wandern des Kraftschwerpunktes in x- und y-Richtung ermöglicht hätte, war nicht möglich, da nicht genügend genaue Federwaagen zu Verfügung standen.

(Messwerte: vgl. Tabelle 9.2.2)

Siehe: PowerPoint-Datei Kräfte

Abbildung 13: Poldiagramme für verschiedene Anstellwinkel.

Abbildung 11: Verhältnis der gemessenen Gleitzahlen $G_{\text{Bo. den}}/G_{\text{frei}}$ abhängig vom Bodenabstand.

Abbildung 10: Der Widerstand in Abhängigkeit vom Bodenabstand für verschiedene Anstellwinkel. a) aus den durchgeführten Versuchen ermittelt, b) von A. Betz gemessen; aus [BEZ], S. 218

Abbildung 12: Die Aufteilung der Auftriebskräfte auf vordere und hintere Messpunkte.

Die Werte für $\alpha = -5^\circ$ zeigen in allen Diagrammen deutliche Ausreißer. Dies liegt daran, dass hier auf Grund des negativen Anstellwinkels bereits Abtrieb (vgl. Abbildung 12 a, f) erzeugt wurde, was sich auch auf die Widerstandswerte auswirkte.

Ähnliche Versuche zur Kraftmessung wurden bereits 1912 in einem Windkanal der Göttinger Modellversuchsanstalt von A. Betz durchgeführt. In [BEZ] beschreibt er seine Ergebnisse, wobei auch er bei den meisten Anstellwinkeln mit Annäherung an den Boden eine Zunahme des Widerstands feststellt (vgl. Abbildung 10b).¹⁵

4. Die theoretische Erklärung des Bodeneffekts

1921 veröffentlichte C. Wieselsberger den Nachweis für die Änderung des induzierten Widerstands im dynamischen Bodeneffekt in [WIS]. Damit als Grundlage wird der Bodeneffekt erklärt werden; die Formeln werden so weit wie möglich (und nützlich) hergeleitet.

4.1 Die Änderung des induzierten Widerstands

Wenn sich eine Tragfläche dem Boden nähert, so ändert sich das Stromlinienbild (und damit auch die Strömung) so, dass sich die unterste Stromlinie dem Boden anschmiegt, weil die Strömung nicht in den Boden eindringen kann. Es ändert sich nichts, wenn man nun den Boden gedanklich durch eine Ebene ersetzt, über deren gesamte Oberfläche der Durchfluss Null ist. Dies kann entweder mit Hilfe der Singularitätenmethode (Anordnung einer Reihe von Quellen, Senken und evtl. Wirbeln entlang der betrachteten Oberfläche)¹⁶ oder durch Spiegelung der Tragfläche an der Ebene erreicht werden. Weil ersteres deutlich aufwendigere Mathematik erfordert, wird, analog zu [WIS], mit der zweiten Methode gearbeitet werden.

¹⁵ A. Betz verwendete allerdings kein Tragflächenprofil, sondern eine Gewölbte Platte, was die Vergleichbarkeit der Versuche etwas einschränkt.

¹⁶ Näheres dazu in [AdF I] ab S. 414

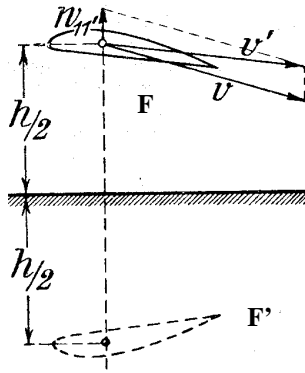


Abbildung 14: Flügel und Bildflügel; aus [WIS], S.145

Durch die Spiegelung entsteht unterhalb des ersten Flügels F ein Bildflügel F', der die Strömung um den ersten beeinflusst (vgl. Abbildung 14).

Die Strömungen werden in je zwei Komponenten, tangential und normal zur Ebene, aufgeteilt. Weil für die Normalgeschwindigkeiten von Strömung \mathbf{v}_{\perp} und Bildströmung \mathbf{v}'_{\perp} in der Spiegelebene

$$\mathbf{v}'_{\perp} = -\mathbf{v}_{\perp} \quad (4.1)$$

gilt, ist dort die resultierende Normalgeschwindigkeit nach der Überlagerung Null und damit auch der Durchfluss durch die Ebene Null.

F' erzeugt nun am Ort des Flügels F aber eine zusätzliche Geschwindigkeit \mathbf{v}' , die analog in zwei Komponenten zerlegt werden kann.

\mathbf{v}'_{\perp} bewirkt dabei eine Änderung der Anströmrichtung, welche der induzierten Abwärtsgeschwindigkeit $\mathbf{v}_i = \mathbf{v}_{\perp}$ entgegen wirkt. Damit verringert sich nach Gl.2.12 der induzierte Widerstand gegenüber dem ungestörten Fall. „Der induzierte Widerstand in Bodennähe muss deshalb kleiner sein als in größerer Höhe, da mit abnehmendem Abstand des Flügels F von seinem Spiegelbild die Strömungsgeschwindigkeit, wie aus Abbildung 15 ersichtlich, von Null bis zu einem Maximum wächst.“ ([WIS], S. 146; Bezeichnung des Flügels und Nummer der Abbildung wurden angepasst)

\mathbf{v}'_{\parallel} bewirkt eine Änderung des Betrags der Anströmgeschwindigkeit, wodurch sich neue Reibungs- und Druckwiderstände sowie die Änderung der Auftriebskraft nach Gl.2.8 ergeben.

So kann auch erklärt werden, warum bei den Versuchen (Abbildung 11) die Gleitzahl bei

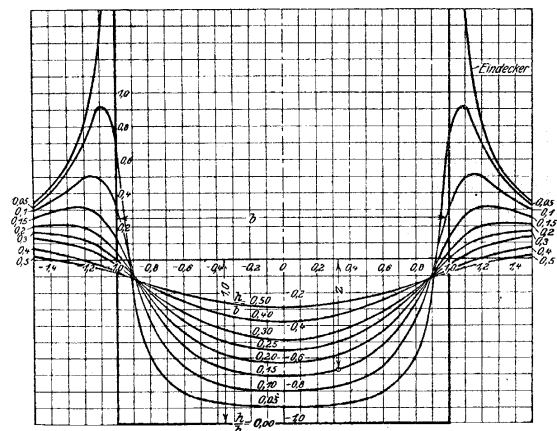


Abbildung 15: Senkrechter Anteil der Strömungsgeschwindigkeit, abhängig von der Entfernung vom Flügel; aus [WIS], S.145

Annäherung an den Boden in Abhängigkeit vom Anstellwinkel teils größer, teils kleiner wird:

Je nach Anstellwinkel überwiegt die Verminderung des Widerstands durch \dot{v}_\perp' und die Erhöhung des Auftriebs durch \dot{v}_\parallel' , oder die Vergrößerung des Widerstands durch \dot{v}_\parallel' überwiegt.

Die von F' verursachte Geschwindigkeit \dot{v}' lässt sich nach dem Biot-Savartschem Gesetz (vgl. [AdF], S. 92ff) in jedem Punkt P berechnen:

$$\dot{v}' = \frac{\Gamma}{4p} \oint \frac{\dot{r} \times d\dot{s}}{r^3} \quad (4.2)$$

Es ist \dot{r} die Verbindung eines Aufpunktes A des Wirbelfadens f mit P, \dot{s} die Tangente an f durch A, wobei das Integral über den ganzen Wirbelfaden erstreckt wird.¹⁷ Damit könnte dann aus Gl.2.12 die Änderung des induzierten Widerstands $F_{W,i}'$ berechnet werden, da $v_i' = v_\perp'$.

Jetzt wird die zuvor angesprochene Annahme einer elliptische Zirkulationsverteilung wichtig. Die weitere Rechnung vereinfacht sich dadurch wesentlich.¹⁸ Zuerst aber wird in die Einflusszahl σ definiert:

$$S = -\frac{F'_{W,i}}{F_{W,i}} \quad (4.3)$$

Mit Gl.2.15 ergibt sich (vgl. [WIS], S.146):

$$S = -F'_{W,i} \frac{pqb^2}{F_A^2}$$

Mit $F_{W,i} = -\sigma F_A^2 / (\pi qb^2)$ daraus und den Gln.2.1 und 2.9 ergibt sich für die Änderung des induzierten Widerstandsbeiwertes:

$$c'_w = \frac{F'_{W,i}}{qA} = -S \frac{F_A^2}{p b^2 q^2 A} = -S \frac{c_a^2 A}{p b^2} \quad (4.4)$$

¹⁷ Dieses Gesetz stammt aus der Elektrodynamik, wird aber in der Strömungsmechanik analog angewendet. Auf eine genauere Auseinandersetzung wird verzichtet, da die Elektrodynamik nicht Thema der Facharbeit ist.

¹⁸ Trotz dieser Vereinfachung wird die Theorie eine zufriedenstellende Übereinstimmung mit den Versuchsergebnissen liefern. (vgl. [LIP], S.262)

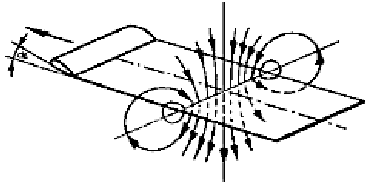


Abbildung 16: Die Entstehung der induzierten Abwärtsbewegung aus den freien Wirbeln; aus [fhbb], S.3

C. Wieselsberger nimmt hier allerdings an, dass der Auftrieb gleich bleibt, d.h. sich \vec{v}'_{\parallel} nur minimal ändert. Eine genaue Berechnung zur Überprüfung ist mir leider nicht möglich. Wenn man aber bedenkt, dass \vec{v}' aus den beiden freien Wirbeln entsteht, und man sich mit der „Rechte-Hand-Regel“ die Richtung von \vec{v}' nach Gl.4.2 überlegt, wird schnell deutlich, dass sich der Einfluss von rechtem und linkem Wirbel in horizontaler Richtung destruktiv überlagern, wohingegen sie sich in vertikaler Richtung verstärken (siehe Abbildung 16).

Laut [WIS], S. 146, hat L. Prandtl eine Formel für σ entwickelt, womit die aufwendige Rechnung nach Biot-Savart genähert werden kann. Für $1/15 < h/b < 1/2$ gilt demnach:

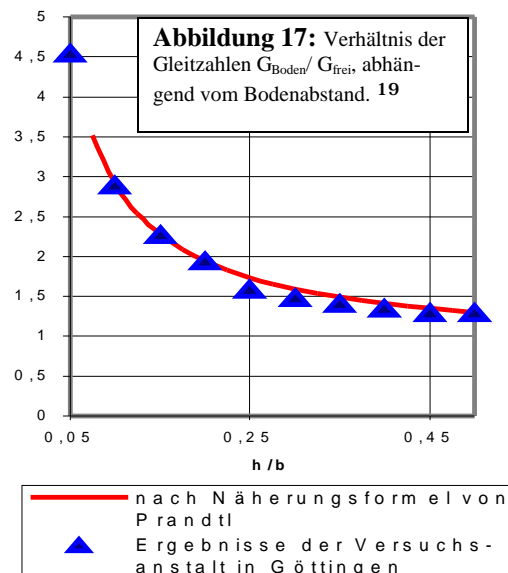
$$s = \frac{1 - 0,66h/b}{1,05 + 3,7h/b} \quad (4.5)$$

Für den übrigen induzierte Widerstand in Bodennähe (Gl.4.3)folgt:

$$F_{W,i,B} = F_{W,i} + F'_{W,i} = (1 - s)F_{W,i} \quad (4.6)$$

Damit kann der Widerstand nach Gl.2.12, bzw. Gl.2.15 in Bodennähe aus den Werten des ungestörten Fluges berechnet werden.

Für das Verhältnis der Gleitzahlen $G_{\text{Boden}}/G_{\text{frei}} = 1/1 - \sigma$ ($F_A = \text{const.}$) in Abhängigkeit der Flughöhe ergibt sich dann das



¹⁹ Göttinger Werte aus [LIP], S.262; Demzufolge wurden 1923 von L. Prandtl Werte für $1 - \sigma$ in „Der induzierte Widerstand von Mehrdeckern. Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung“ angegeben. Da diese Veröffentlichung nicht zur Verfügung stand, kann der Versuchsaufbau nach Prandtl nicht mit dem des Autors verglichen und somit auch keine Erklärung für die unterschiedlichen Werte gegeben werden.

in Abbildung 17 dargestellte Diagramm. Da dieses Diagramm die Änderung des Induzierten Widerstands zeigt, ist es leider nicht direkt mit Abbildung 11 vergleichbar, weil diese auf der Zunahme des Auftriebs trotz Erhöhung des Widerstands basiert. Es zeigt sich aber, dass die Näherungswerte gut mit den gemessenen Göttinger Werten übereinstimmen.

4.2 Der Staueffekt

Zusätzlich wird der Auftrieb sehr nah am Boden durch einen weiteren Effekt verstärkt, der in der Theorie nach Wieselsberger nicht erfasst wird. Dieser soll kurz qualitativ erörtert werden:

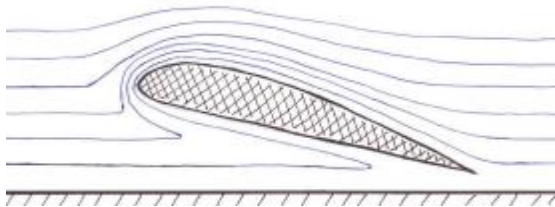


Abbildung 18: Der Staueffekt; nach [LIP], S. 264

Die Versuche haben gezeigt, dass für $\alpha > 0$ bei Annäherung an den Boden sowohl Überdruck auf der Flügelunterseite als auch Unterdruck auf der Oberseite deutlich ansteigen

(vgl. Abbildung 9). Dadurch wird nach Gln.2.4-2.6 der Auftrieb vergrößert. Dies wird verständlich, wenn man bedenkt, dass sich dann der Raum unter dem Flügel nach hinten schließt. Auf Grund der Reibung staut sich dort die Luft (vgl. Abbildung 18). Die Strömungsgeschwindigkeit nimmt stark ab und der Druck steigt nach Bernoulli (Gl.2.3) an.²⁰ Die Luft aber, die nicht mehr direkt nach hinten entweichen kann, strömt zurück und über die Oberseite. Dort nimmt die Strömungsgeschwindigkeit gemäß Gln. 2.2 und 2.3 zu, der Druck also ab. (vgl. [LIP], S.264)

Da der Druck aber normal zur Tragfläche wirkt, entsteht bei positivem Anstellwinkel eine Kraftkomponente nach hinten, die den Widerstand erhöht. Bei den Versuchen (Abbildung 10) hat offensichtlich diese Erhöhung des Widerstands durch den Staueffekt den Gewinn

²⁰ Der Druckanstieg bei 0° , 3cm und v.a. 0° , 1cm rührt höchstwahrscheinlich von den Fäden her, die auf der Platte zur Strömungsbeobachtung angebracht waren. Da diese bis zu einem Zentimeter über der Platte flatterten, ist zu vermuten, dass dadurch die Strömung abgebremst wurde.

beim induzierten Widerstands überwogen und somit eine allgemeine Widerstandserhöhung in Bodennähe bewirkt. Es dürfte aber möglich sein dies bei geeigneten Profilen und Anstellwinkeln zu vermeiden. (vgl. [LIP], S. 263f)

Es zeigt sich auch, dass bei größerem α durch die erhöhte Strömungsgeschwindigkeit auf der Oberseite leichter eine Ablösung, d.i. ein Strömungsabriss, erfolgt. Bei den Versuchen (vgl. Abbildung 9) für 10° Mitte, $h/2 = 3$ und $h/2 = 1$ ist dies offensichtlich geschehen, da hier der Druck auf der Oberseite plötzlich stark abfällt und dann gleichmäßig gering bleibt.²¹

Durch den Stau effekt lassen sich auch die zuvor erwähnten Auffälligkeiten bei $h/2 = 1$ bis 6, 10° Außen erklären. Die Luft, die aufgestaut wurde, entweicht am Rand durch Umströmung der Flügelenden. Durch die Zirkulation wird sie nach oben innen getrieben, wo auf Grund des erhöhten Massendurchsatzes der Druck hinten sinkt.

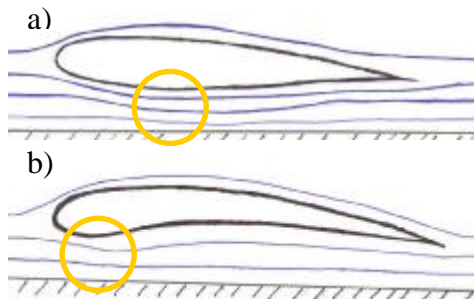



Abbildung 19: Die Strömung um konvexe (a) und konkave (b) Flügel in Bodennähe.

Auch der Grund für den Vorteil einer flachen Flügelunterseite im Bodeneffekt liegt im Stau effekt. Bei einem konvexen Flügel nämlich (Abbildung 19a) würde sich die Luft vor einem bestimmten Punkt innerhalb des Profils (mit  gekennzeichnet) stauen, dahinter würde, durch die Aufweitung des Raums, unter der Tragfläche eine Strömungsbeschleunigung erfolgen und somit Unterdruck entstehen. Ein unten konkaves Profil hätte einen ähnlichen Effekt (Abbildung 19b). Hier liegt die Engstelle an der Vorderkante und es würde ähnlich Unterdruck erzeugt werden.

Die in der Einleitung erwähnten veränderten Flugeigenschaften können somit also durchaus bestätigt werden, bewirkt doch rein die Än-

²¹ Dr. Lippisch weist darauf hin, dass die Strömungsverhältnisse im Bodeneffekt sehr stark vom Profil abhängen (vgl. [LIP], S.264). Eine genauere Untersuchung dazu war leider nicht möglich, da nicht genug unterschiedliche Versuchsprofile zur Verfügung standen.

derung des induzierten Widerstands nach Abbildung 17 bei $h/b = 1/8$ eine Erhöhung der Gleitzahl um etwa den Faktor 2,5.

5. Nutzen und Anwendungsmöglichkeiten

Nachdem nun die Auswirkungen auf einen Flügel in der Nähe des Bodens und die Physik dahinter bekannt sind, soll nun über die Auswirkungen, berichtet werden.

5.1 Die wichtigsten Vorteile eines Bodeneffektgeräts

Das Bodeneffektfahrzeug (WIG; Wing in Ground Craft) fliegt knapp über der Oberfläche und somit bewegt es sich zwischen dem Aktionsraum von Auto/ Schiff auf der einen und Flugzeug auf der anderen Seite. Diese Lückenposition wird auch deutlich, wenn man die Operationsgeschwindigkeiten betrachtet: „Solange man sich über Land bewegt liegt die Transportgeschwindigkeit von Personen und Fracht gut über 100km/h. Wenn man aber von Land- auf Übersee-transport wechselt, wird die Geschwindigkeit wegen der Langsamkeit der Wasserfahrzeuge um ganze 20% reduziert, weswegen Viele zum Wechsel auf schnelle, aber teure Flugzeuge tendieren“ (übersetzt aus [RTO], S.30-1) Genau diese Lücke können WIGs füllen (vgl. Abbildung 20). Schiffe sind nämlich, auf Grund der großen Dichte von Wasser²², einem hohen Reibungswiderstand ausgesetzt, was die mögliche Geschwindigkeit stark begrenzt, da der Widerstand quadratisch mit der Geschwindigkeit zunimmt.

Die Ausweitung der Geschwindigkeitsgrenzen würde aber einen enormen Energieaufwand erfordern und zugleich die Nutzlast spürbar einschränken.²³

²² Wasser ist ca. 800mal dichter als Luft (vgl. [FSP]) und verursacht somit eine entsprechend größere Reibung.

²³ Vgl. z.B. Tragflächenboote.

Beschränkte Nutzlast ist auch ein Problem der Flugzeuge. Zudem wird beim freien Flug ein Großteil der Energie nicht zur Geschwindigkeitserhaltung genützt, sondern nur, um das Flugzeug überhaupt in der Luft zu halten.

Das WIG hingegen bewegt sich nicht im Wasser, somit ist es nicht dem großen Widerstand ausgesetzt. Es fliegt aber auch nicht frei,

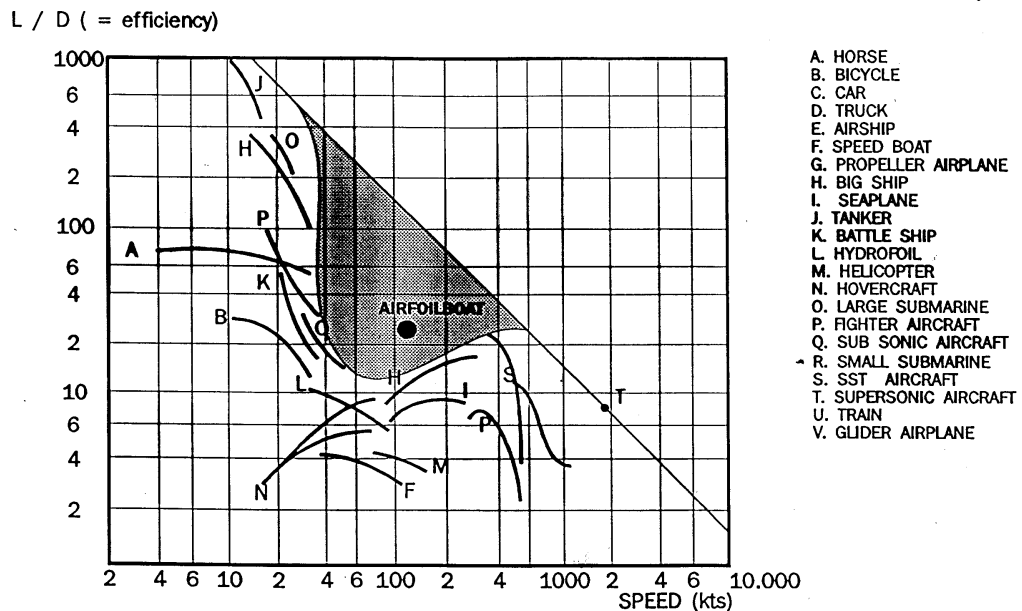


Abbildung 20: von Karman-Gabrielli-Diagramm: Leistungsbedarf in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit; erhalten von Herrn Hanno Fischer (FF)

dadurch benötigt es nicht so viel Energie um den Flugzustand aufrecht zu erhalten, da ja die zuvor bereits nachgewiesenen verbesserten Flugeigenschaften ausgenützt werden können. Die zuvor gezeigten Verbesserungen der Gleitzahlen um ca. 250% würde eine enorme Kraftstoffersparnis bedeuten!

Drei weitere Vorteile der WIGs sollen hier nur noch kurz erwähnt werden:

1. WIGs haben einen sehr kurzen Bremsweg. Sobald sie in das Wasser eintauchen, wird der Widerstand erhöht und das Gerät kommt rasch zum Stehen (vgl. Abbildung 24).
2. Da WIGs wie normale Schiffe fahren können, ist es möglich vorhandene Hafenanlagen, zu nutzen und erst auf See in den Flug-

zustand überzugehen. Aber zugleich sind WIGs nicht an Seehäfen gebunden und könnten theoretisch auch ins Landesinnere fliegen und dort auf einem konventionellem Flughafen landen. Es ist also möglich vorhandene Infrastruktur zu nutzen. „Marktanalysen zeigen, dass bei dieser Reisegeschwindigkeit [ca. 230km/h] mit WIGs eine kürzere Transportdauer als mit Flugzeugen möglich ist, da mit WIGs jeder Hafen (...) benützt werden kann, so dass der bei Luftfracht lange Transport zu und vom Flughafen entfällt. Diesen Mehraufwand an Zeit können Flugzeuge (...) erst ab einer Transportweite über 1.000km wettmachen.“ (übersetzt aus [SDC], S.8)

3. Die meisten WIGs sind freiflugfähig. D.h. sie müssen nicht immer nur knapp über der Oberfläche fliegen, sondern können auch Hindernisse (z.B. andere Schiffe) oder sogar Landzungen überfliegen. Dabei gehen allerdings die energetischen Vorteile verloren.

5.2 Militärische Anwendungen

Für das Militär sind WIGs besonders interessant, da sie neben den erwähnten Vorteilen für Minen und Torpedos unerreichbar sind, da sie sich WIGs knapp über der Oberfläche bewegen, und über Land zugleich zu tief sind, um vom Radar deutlich erkannt zu werden.



Abbildung 21: Das „Kaspische Seemonster“; aus [his]

Das sind wohl auch die Gründe, warum die UDSSR während des kalten Krieges intensiv an WIGs (dort Ekranoplane genannt) forschte. Ergebnis war das über 500 Tonnen(!) verdrängende KM, auch bekannt als „Kaspisches Meermonster“ (vgl. Abbildung 21), das erstmals 1966 flog.²⁴ Noch heute wird das KM von Ingenieuren als Meisterleistung bewundert. (vgl. [his], S. 1f)

²⁴ Technische Daten: l: 32-40m; b: 92-106m; h: 22m; v:430km/h; Reichweite: 1500km; Verdrängung: 495-540t; Motoren: 10 Dobryin VD-7 Turbojets je 13t Schub (da das KM öfters, z.T. groß, umgebaut wurde, änderten sich die Maße) (Quelle: [his])

6. Probleme und Gefahren

Der dynamische Bodeneffekt ist wenig bekannt, obwohl das zuvor Berichtete dieser Technologie ein großes Potential zuspricht.

Bei der Recherche stellte sich heraus, dass es vor allem drei Hindernisse gibt, weswegen sich Fahrzeuge, die den Bodeneffekt nutzen, noch nicht durchgesetzt haben:

1. **Probleme beim Start:** Vor dem Start befinden sich die WIGs im Wasser. Um in die Flugphase überzugehen muss daher zunächst der verhältnismäßig große Wasserwiderstand überwunden werden um ins Gleiten zu kommen und schließlich die Abwassergeschwindigkeit zu erreichen. Erst dann kann das WIG die günstigen Verhältnisse in Bodennähe wirklich nutzen (vgl. Abbildung 24).

Das bedeutet aber, dass für den Start übermäßig viel Motorleistung installiert werden muss, die dann letztendlich während des Fluges nicht genützt wird und nur die Nutzlast vermindert und den Energieverbrauch erhöht. (vgl. [RTO], S. 30-1)

2. **Probleme bei der Zulassung des Geräts:**

Wenn ein WIG freiflugfähig ist, wird es von den zuständigen Behörden als Flugzeug eingestuft. Das bedeutet, dass zur Zulassung wesentlich höhere Ansprüche an Material, Verarbeitung und Sicherheit gestellt werden. Außerdem wäre zum Führen eines solchen WIGs ein Pilotenschein nötig. (vgl. [fhbb], S.1)

Dadurch werden aber die Kosten für Entwicklung, Bau und Betrieb enorm erhöht.

3. **Probleme mit der Eigenstabilität:** Die größten Probleme hatten die Konstrukteure mit der Eigenstabilität. Lange glaubten sie, „dass es sehr schwierig ist, ein Stauflügelgerät [...] um die Querachse stabil und steuerungsfähig zu machen.“ ([LIP], S. 268)

Durch die veränderte Abwindverteilung verschiebt sich bei Annähe-

rung an den Boden der Auftriebsschwerpunkt. Da die induzierte Abwärtsgeschwindigkeit am Flügelende abnimmt, sobald sich der Tragflügel der Oberfläche nähert, verringert sich die Kraft, die hinten nach unten wirkt, und es entsteht ein Nickmoment m^- , das die Flugzeugnase nach unten drückt und der Anstellwinkel verkleinert sich. Abbildung 12 zeigt zwar, dass der Auftriebsschwerpunkt bei Annäherung an den Boden etwa gleich bleibt (12i,j) oder bei kleinem Anstellwinkel nach vorne wandert (12f-h). Gleichzeitig wandert aber bei geringerem Anstellwinkel (Nicken nach unten) der Druckschwerpunkt nach hinten (Abbildung 9) und bewirkt eine Verstärkung des Nickmoment m^- . Das gleiche passiert umgekehrt, wenn die Nase nach oben geht: Es entsteht ein Moment m^+ , das die Bewegung beschleunigt und bis zum Überschlag führen kann.²⁵ (vgl. [SDC], S.1)

Auch große Linienflugzeuge sind bei Start und Landung diesem Effekt ausgesetzt, was zu Gefahren führen kann und die Häufigkeit der Unfälle in diesen relativ kurzen Phasen zumindest teilweise erklären mag.²⁶ Zudem ist hier der leichte Strömungsabriss, der in den Versuchen zu beobachten war, von Bedeutung. Eine bessere Kenntnis der Einflüsse des Bodens aber „kann dazu beitragen, die Beherrschung des Landevorgangs, sowie die Auslegung von Simulatoren und Reglern zu verbessern und damit die Unfallhäufigkeit in dieser kritischen Phase zu vermindern.“ ([TOE], S. 6)

7. Die erfolgreichen Konstruktionen von Fischer Flugmechanik und Airfoil-Botec

Die Ansicht, dass der Bau eines Bobeneffektgeräts nur mit größten Schwierigkeiten möglich ist, hat sich anscheinend weit verbreitet. Dass diese Ansicht aber falsch ist, soll der folgende Abschnitt zeigen.

²⁵ Ähnliches ist auch manchmal bei Rennbooten zu beobachten, die plötzlich abheben und sich überschlagen. Die Ursachen sind die gleichen.

²⁶ Laut [RZo] ereignen sich über 70% aller Flugzeugunglücke in diesen Flugphasen.

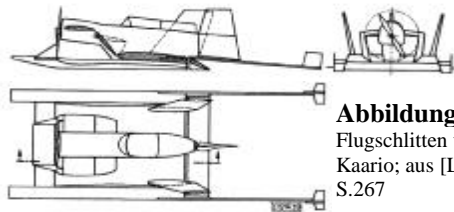


Abbildung 22.
Flugschlitten von
Kaario; aus [LIP],
S.267

Die wesentlichen Eigenschaften des Bodeneffektgeräts wurden bereits 1935 von T.J. Kaario erarbeitet. Er konstruierte einen Flugschlitten nach Abbildung 22, dem allerdings der Erfolg verwehrt blieb, da er das Stabilitätsproblem

(6/3.) nicht in den Griff bekam.²⁷ (vgl. [LIP], S.266)

Zur Lösung dieses Problems testete A.M. Lippisch 1963 ein WIG mit inversem Deltaflügel: Das X-112 (vgl. Abbildung 23). (vgl. [LIP], S.266ff)

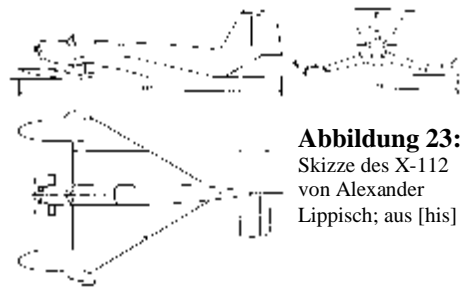


Abbildung 23:
Skizze des X-112
von Alexander
Lippisch; aus [his]

Wenn sich das Flugzeug nach vorne neigt, wird dort mehr Auftrieb erzeugt, da der Flügel dort mehr Bodeneffekt erfährt. Es entsteht ein Nickmoment m^+ , das die Flugzeugnase hebt. Wenn die Delta-Form richtig bemessen ist, heben sich m^+ und m^- gegenseitig auf und das Flugzeug behält seine Fluglage eigenstabil bei. Durch die negative V-Stellung der Flügel wird die seitliche Umströmung der Flügel und somit $F_{W,i}$ minimiert.

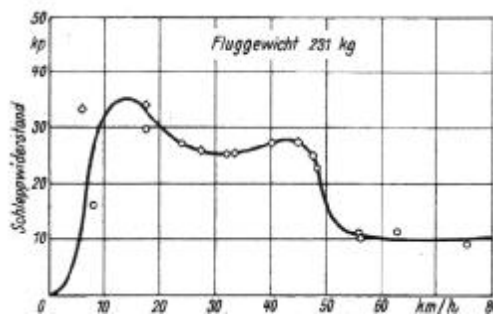


Abbildung 24: Widerstand in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit; aus [LIP], S.268

Auch sorgte Lippisch durch Stützwimmer dafür, dass der Auftrieb im Wasser und der in der Luft den gleichen Druckpunkt haben, so dass das Gerät auch beim Abheben stabil blieb. (vgl. [LIP], S.268)

Abbildung 24 zeigt den Widerstand des X-112 zunächst im Wasser (bis 15 km/h bei Verdrängungsfahrt, dann im Gleiten) und bei höheren Geschwindigkeiten (ab ca. 50 km/h) im Flug. Dort zeigt sich die erstaunliche gute Gleitzahl von 23²⁸ dieses Versuchsträgers. Damit konnte er die „Auffassung über die

²⁷ Es gab darauf folgend noch mehrere Versuche diverser Unternehmen Bodeneffektgeräte zu entwickeln, die allerdings alle mehr oder weniger erfolglos endeten.

²⁸ $G = F_A / F_W$; bei konstanter Flughöhe nach Abbildung 24: $F_A = F_G \approx 231\text{kg}$; $W \approx 10\text{kp} \Rightarrow G \approx 23$.

„Stabilitätsprobleme“ wiederlegen und „die Vielseitigkeit [der WIGs] unter Beweis“ stellen. ([LIP], S.268)

Die Firma Fischer Flugmechanik (FF) entwickelt seit den 70er Jahren Bodeneffektfahrzeuge nach dem Vorbild von Dr. A. Lippisch. Momentan wird am Hoverwing Konzept gearbeitet:

Um die Kosten möglichst gering zu halten sind die Hoverwings absichtlich nicht freiflugfähig gebaut. Damit können sie als Schiff angemeldet werden die Probleme von 6/2. werden somit vermieden.

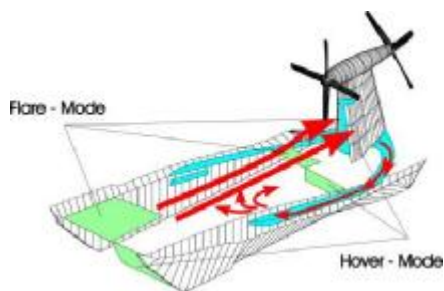


Abbildung 25: Das Hoverwing-Prinzip; aus [afd]

Zur Reduzierung der nötigen Startleistung wird bei den Hoverwings zunächst der statische Bodeneffekt genutzt (vgl. Abbildung 25). Durch zwei Schürzen wird der Raum zwischen den beiden Rümpfen abgeschlossen und ein Teil des Antriebsstrahls dorthin geleitet. So wird

„ein Luftkissen aufgebaut, das etwa 80% des Startgewichtes trägt.“ ([bmb], S.15)

Sobald sich das WIG im Flug befindet klappen sich die Schürzen nach oben, der Antriebsstrahl wird nicht mehr nach unten geleitet und steht voll für den Vortrieb zu Verfügung.

Der Hoverwing wurde als kleinere Versuchsform bereits erfolgreich getestet, und ein Gerät für 80 Passagiere ist mittlerweile in Planung. (vgl. [SDC] und [RTO], S. 30-2f)

Auch Dipl. Ing. G.W. Jörg forscht mit seinem Unternehmen *Airfoil-Flairboat-Botec GmbH* seit langem auf diesem Gebiet. Er entwickelte dazu eine ganz andere Konstruktion wie Lippisch: Den Tandemflügel (vgl. Abbildung 26).

Die Lösung des Problems der Eigenstabilität liegt hier in zwei verschieden angestellten Flügel, die verschiedene Momente erzeugen, welche sich dann gegenseitig aufheben. Bei einem Telefonat erklärte Herr Jörg die großen Vorteile seiner Konstruktion: Nicht nur die hohe Effizienz bei zugleich hoher Geschwindigkeit, betonte er dabei,

sondern auch die gute Wendigkeit der Geräte. Er berichtete auch, dass er schon mehrere Prototypen, auf der ganzen Welt - für zivile und militärische Zwecke - getestet wurden. Dafür erhielt er den „*Philip Morris Scientific Award 84*“.

Da Herr Jörg allerdings aus verständlichen Gründen nicht näher auf seine Ideen eingehen wollte, konnte ich von ihm keine genaueren Informationen erhalten.

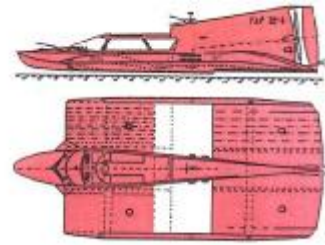


Abbildung 26: Das TAF VIII-2 von G.W. Jörg als Beispiel für eine Tandemflügelkonstruktion; von [afo]

8. Schlusswort

Dr. A.M. Lippisch meint bereits 1964: „Überblickt man den ganzen Bereich der Probleme, die mit dem Aerodynamischen Bodeneffekt verknüpft sind, so muss zugegeben werden, dass hier die Kenntnisse sowohl auf theoretischem als auch experimentellem Gebiet noch sehr lückenhaft sind, die allerdings, wenn sie sinngemäß und verständnisvoll erweitert werden, noch nutzbringende Anwendungsgebiete zugänglich machen können.“

Während meiner Arbeit gewann ich aber den Eindruck, dass seit damals nicht viele neue Entwicklungen gemacht wurden, ja, dass dieses Thema vielmehr wieder immer mehr an Beachtung verliert. Die gezeigten Auswirkungen des Bodeneffekts – sowohl der Nutzen, als auch die Gefahren – und die Tatsache, dass Ekranoplane schon einmal erfolgreich eingesetzt wurden, macht aber in der Tat deutlich, dass es sich um ein interessantes Gebiet handelt, auf dem noch viel geforscht werden kann und muss. Ich wünsche mir, dass die WIG Konstruktionen, nicht nur von FF und Botec, sondern auch von den vielen anderen in- und ausländischen Unternehmen, doch noch den Durchbruch schaffen, da diese Technologie das Transportwesen sicherlich enorm verbessern (im Sinne von optimieren und beschleunigen) kann.

9. Anhang:

9.1 Annahme einer Elliptischen Zirkulationsverteilung

In ??? wurden unter der Annahme einer elliptischen Zirkulationsverteilung besonders handliche Formeln für Auftrieb und induzierten Widerstand genannt. Dieser einfache Fall soll nachfolgend näher beleuchtet werden:

Die Formel für die Ellipse $(x/a)^2 + (y/b)^2 = 1$ [FSM], S. 43), liefert mit $b/2$ für die große und Γ_0 für die kleine Halbachse:

$$\frac{y^2}{(b/2)^2} + \frac{(\Gamma(y))^2}{\Gamma_0^2} = 1 \quad (\text{A.1})$$

Und folglich für die Funktion der Zirkulationsverteilung Γ :

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (\text{A.2})$$

In [AdF II], S. 10 wird zudem gezeigt, dass sich das Gesetz von Biot-Savart (siehe Gl.4.2) in diesem Fall innerhalb der Spannweite vereinfacht zu

$$v_i(y) = \frac{\Gamma_0}{2b} = \text{const.}, \quad (\text{A.3})$$

was an dieser Stelle allerdings nicht weiter ausgeführt werden soll. Diese Gleichung und Gl.A.2 in Gl.2.12 ergibt für den induzierten Widerstand:

$$F_{W,i}^{\mathbf{r}} = r \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \cdot \frac{\Gamma_0}{2b} dy = r \frac{\Gamma_0}{2b} \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} dy \quad (\text{A.4})$$

Da nach Gl.A.2 $\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - (2y/b)^2}$ die Funktion für die halbe Ellipse ist muss gelten: ([FSM], S.42)

$$\int \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} dy = \frac{1}{2} A_{\text{Ellipse}} = \frac{p}{4} b \Gamma_0 \quad (\text{A.5})$$

dies in Gl.A.4 eingesetzt liefert:

$$\underline{\underline{F_{w,i}^r}} = r \frac{\underline{\underline{\Gamma_0}}}{2b} \cdot \frac{p}{4} b \underline{\underline{\Gamma_0}} = \underline{\underline{\frac{p}{8} r \Gamma_0^2}} \quad (\text{A.6})$$

Analog ergeben Gln.A.2 und A.5 in Gl.2.8:

$$\underline{\underline{F_A^r}} = r v_\infty \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \underline{\underline{\Gamma_0}} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} dy = r v_\infty \cdot \frac{1}{2} A_{\text{Ellipse}} = \underline{\underline{\frac{p}{4} r v_\infty b \Gamma_0}} \quad (\text{A.7})$$

Also die Gln. 2.13 und 2.14 aus 2.2.2, S.8.

9.2 Tabellen

9.2.1 Werte der Druckmessung:

a) $\alpha = 0^\circ$

<u>MITTE</u>	<u>l [cm]</u>	1,2	2,1	3,7	5,6	7,7	8,6	7,3	3,7	2,4	1	
	<u>h/2 [cm]</u>	1o	2o	3o	4o	5o	5u	4u	3u	2u	1u	
	∞	-0,5	-0,7	-0,6	-0,4	-0,1	0,2	0	0	-0,1		
	12	-0,7	-0,8	-0,6	-0,35	-0,2	0,15	0	0	-0,05		Defekt
	6	-1,1	-1,1	-0,8	-0,4	-0,3	0,1	0,1	0,1	0		
	3	-1,5	-1,3	-1,1	-0,6	-0,3	0,3	0,2	0,3	0,4		
	1	-1,6	-1,6	-1,2	-0,4	-0,1	0,5	0,6	0,8	0,7		
<u>RAND</u>	<u>l [cm]</u>	0,9	2,4	4,5	6,1	7,6	8,9	6,4	4,5	3	1,8	
	<u>h/2 [cm]</u>	1o	2o	3o	4o	5o	5u	4u	3u	2u	1u	
	∞	-0,4	-0,3	-0,3	-0,2	-0,1	0	-0,05	-0,1	-0,1	-0,4	
	12	-0,3	-0,3	-0,2	-0,1	0	0,1	0,05	0,05	0	-0,1	
	6	-0,7	-0,5	-0,5	-0,4	-0,2	0	0	0	-0,1	-0,1	
	3	-0,8	-0,7	-0,6	-0,4	-0,3	0	0	0	-0,1	-0,2	
	1	-0,8	-0,7	-0,6	-0,4	-0,4	-0,1	0	0	0	0,1	

b) $\alpha = 5^\circ$

<u>MITTE</u>	<u>l [cm]</u>	1,2	2,1	3,7	5,6	7,7	8,6	7,3	3,7	2,4	1	
	<u>h/2 [cm]</u>	1o	2o	3o	4o	5o	5u	4u	3u	2u	1u	
	∞	-1,3	-1,2	-0,9	-0,5	-0,3	0	0	0	0		
	12	-1,3	-1,2	-1	-0,6	-0,3	0,1	0	0	0		Defekt
	6	-1,8	-1,5	-1,1	-0,7	-0,2	0,1	0,1	0,3	0,4		
	3	-2	-1,7	-1,3	-0,5	-0,1	0,5	0,5	0,7	0,6		
	1	-2,3	-2	-1,3	-0,5	0	0,8	0,7	0,8	0,7		
<u>RAND</u>	<u>l [cm]</u>	0,9	2,4	4,5	6,1	7,6	8,9	6,4	4,5	3	1,8	
	<u>h/2 [cm]</u>	1o	2o	3o	4o	5o	5u	4u	3u	2u	1u	
	∞	-0,8	-0,6	-0,6	-0,4	-0,2	0	0	0	0	0	
	12	-1	-0,7	-0,6	-0,5	-0,3	0	0	0	0	-0,1	
	6	-0,9	-0,7	-0,7	-0,6	-0,4	-0,1	0	0	0	0	
	3	-1,1	-0,8	-0,8	-0,7	-0,6	-0,1	0	0,1	0	-0,1	
	1	-1,2	-0,8	-0,7	-0,6	-0,6	-0,2	-0,1	0,1	0,2	0,2	

c) $\alpha = 10^\circ$

MITTE	l [cm]	1,2	2,1	3,7	5,6	7,7	8,6	7,3	3,7	2,4	1
	h/2 [cm]	1o	2o	3o	4o	5o	5u	4u	3u	2u	1u
	∞	-1,8	-1,6	-1,1	-0,3	0	0,2	0,2	0,5	0,6	Defekt
	12	-1,9	-1,5	-1,1	-0,4	-0,1	0,3	0,3	0,5	0,6	
	6	-2,2	-1,8	-1	-0,4	0	0,5	0,5	0,9	0,9	
	3	-2,4	-1,9	-1,1	-0,4	-0,1	0,7	0,8	1	1,2	
	1	-2,5	-1,7	-0,9	-0,1	0	1,1	1,1	1,2	1,3	
RAND	l [cm]	0,9	2,4	4,5	6,1	7,6	8,9	6,4	4,5	3	1,8
	h/2 [cm]	1o	2o	3o	4o	5o	5u	4u	3u	2u	1u
	∞	-1,1	-0,8	-0,7	-0,6	-0,5	-0,1	0	0	0	0
	12	-1,1	-0,8	-0,7	-0,6	-0,5	0	0	0	-0,1	-0,2
	6	-1,1	-0,8	-0,8	-0,6	-0,9	-0,1	-0,1	0	0	0,2
	3	-1,2	-0,8	-0,8	-0,8	-1,4	-0,2	0	0,1	0,2	0,3
	1	-1,4	-0,8	-1	-1	-1,8	-0,5	-0,3	0,1	0,3	0,5

9.2.2 Werte der Kraftmessung:

Gemessen wurde die durch den Auftrieb veränderte Gewichtskraft der Tragfläche hinter dem Gebläse. Dabei ist:

$F_{g,v}$ = 600mN die Gewichtskraft ohne Gebläse an den vorderen Messpunkten

$F_{g,v}$ = 500mN die Gewichtskraft ohne Gebläse an den hinteren Messpunkten

$F_{g,v'}$ die durch den Auftrieb veränderte Gewichtskraft der Tragfläche vorne

$F_{g,h'}$ die durch den Auftrieb veränderte Gewichtskraft der Tragfläche hinten

$F_{a,v}$ = $F_{g,v} - F_{g,v'}$; Die Differenz der Gewichtskraft mit und ohne Gebläse, vorne

$F_{a,h}$ = $F_{g,h} - F_{g,h'}$; Die Differenz der Gewichtskraft mit und ohne Gebläse, hinten

$F_{a,ges.}$ = $F_{a,v} + F_{a,h}$; der gesamte Auftrieb

F_w der Widerstand

Die Werte in der Tabelle sind alle in 100mN angegeben.

$h/2$	α	-5	0°	5°	10°	15°	$h/2$	α	-5	0°	5°	10°	15°
$\text{¥}F_{g,v'}$		6,4	6	5,8	5	4,8	$^3F_{g,v'}$		6	5,4	5	4,2	4
$F_{g,h'}$		4,8	4,6	4,4	4,4	4	$F_{g,h'}$		4,6	4,4	4,2	4	4
$F_{a,v}$		-0,4	0	0,2	1	1,2	$F_{a,v}$		0	0,6	1	1,8	2
$F_{a,h}$		0,2	0,4	0,6	0,6	1	$F_{a,h}$		0,4	0,6	0,8	1	1
Fa,ges.		-0,2	0,4	0,8	1,6	2,2	Fa,ges.		0,4	1,2	1,8	2,8	3
Fw			0,02	0,02	0,04	0,08	Fw			0,05	0,05	0,06	0,09
$^{12}F_{g,v'}$		6,4	5,8	5,2	5	4,6	$^1F_{g,v'}$		6	4,8	4,4	3,8	3,2
$F_{g,h'}$		4,8	4,4	4,4	4,4	4,2	$F_{g,h'}$		4,8	4,2	4	3,6	3,2
$F_{a,v}$		-0,4	0,2	0,8	1	1,4	$F_{a,v}$		0	1,2	1,6	2,2	2,8
$F_{a,h}$		0,2	0,6	0,6	0,6	0,8	$F_{a,h}$		0,2	0,8	1	1,4	1,8
Fa,ges.		-0,2	0,8	1,4	1,6	2,2	Fa,ges.		0,2	2	2,6	3,6	4,6
Fw			0,02	0,02	0,04	0,08	Fw			0,05	0,05	0,07	0,12
$^6F_{g,v'}$		6,4	5,8	5	4,4	4,4							
$F_{g,h'}$		4,8	4,8	4,2	4	4							
$F_{a,v}$		-0,4	0,2	1	1,6	1,6							
$F_{a,h}$		0,2	0,2	0,8	1	1							
Fa,ges.		-0,2	0,4	1,8	2,6	2,6							
Fw			0,03	0,04	0,06	0,08							

9.2.3 Werte für den Gleitzahlenvergleich:

h/b (h =doppelte Flughöhe)	0,00,025	0,050,075	0,10,125	0,150,175	0,20,225	0,25
$\sigma=(1-0,99h/b) / (1,05+3,7h/b)$						0,7160,6580,6070,5610,5210,4850,4520,423
$s=1/1-\sigma=GBoden/Gfrei$						3,5212,9222,5422,2802,0881,9411,8261,732
$s=1/1-\sigma=GBoden/Gfrei$		4,545	2,899	2,278	1,942	1,587
σ nach Prandtl	1	0,78	0,655	0,561	0,485	0,37
$z=(1-\sigma)$ aus [LIP], S.262	0	0,22	0,345	0,439	0,515	0,63
h/b (h =doppelte Flughöhe)	0,275	0,30,325	0,350,3750,2910,2740,2590,2450,231			
$\sigma=(1-0,99h/b) / (1,05+3,7h/b)$						0,3960,3710,3490,3280,3090,2910,2740,2590,2450,231
$s=1/1-\sigma=GBoden/Gfrei$						1,6551,5911,5351,4881,4471,4101,3781,3491,3241,300
$s=1/1-\sigma=GBoden/Gfrei$		1,486	1,408	1,348	1,299	1,299
σ nach Prandtl		0,327	0,29	0,258	0,23	0,23
$z=(1-\sigma)$ aus [LIP], S.262		0,673	0,71	0,742	0,77	0,77

schwarz: nach Näherungsformel von Prandtl

blau: Ergebnisse der Versuchsanstalt in Göttingen (vgl. [LIP], S.262)

9.3 Literaturverzeichnis

Die im Original verwendeten Symbole für die Größen sind in der Regel durch die heute üblichen ersetzt, die Orthographie den neuen amtlichen Rechtschreibregeln angepasst

- [AdF I] Schlichting, H., Trunkenbolt, E.: Aerodynamik des Flugzeuges Band I. Grundlagen aus der Strömungsmechanik, Aerodynamik des Tragflügels (Teil I); Berlin/Heidelberg/New York, Springer Verlag 1967²
- [AdF II] Schlichting, H., Trunkenbolt, E.: Aerodynamik des Flugzeuges Band II. Aerodynamik des Tragflügels (Teil II), des Rumpfes, der Flügel-Rumpf-Anordnung und der Leitwerke; Berlin/Heidelberg/New York, Springer Verlag 1969²
- [afd] Airfoil-Development. Internetseite von Fischer Flugmechanik: <http://www.airfoil-development.de/> (Aufgerufen am 09.12.02)
- [afo] Airfoil-Flairboot (Internetseite von Dipl.Ing G.W. Jörg): <http://www.airfoil.de/> (aufgerufen am 14.11.02)
- [BEZ] Betz, A.: Mitteilung aus der Göttinger Modellversuchsanstalt. Auftrieb und Widerstand einer Tragfläche in der Nähe einer horizontalen Ebene (Erdboden). In: Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffart, Jg. 3 1912, ab S.217 (Heft 17)
- [BLA] Blasius, H.: Funktionstheoretische Methoden in der Hydrodynamik. In Z. Math. Phys. Bd.58 1910, S.90
(selbst nicht gelesen; Nur als Verweis aus [AdF])
- [bmb] Bundesministerium für Bildung und Forschung: Forschungsergebnisse Meerestechnik 1994 – 1998. Im Internet: http://www.bmbf.de/brosch_530.html (aufgerufen am 17.10.02)
- [fhbb] Fachhochschule beider Basel: http://www.fhbb.ch/maschinenbau/maschinenbau/fasz_berichte/bodeneffekt.html (aufgerufen am 22.11.02)
- [FSM] Barth, F., Mühlbauer, P., Nikol, F., Wörle, K.: Mathematische Formeln und Definitionen; München, Bayerischer Schulbuch Verlag/ J. Lindauer Verlag (Schaefer) 1998⁷
- [FSP] Hammer, A. Hammer, H., Hammer, K.: Physikalische Formeln und Tabellen; München, J. Lindauer Verlag (Schaefer) 2000⁶
- [his] History and development of WIG vehicles: http://www.infinity21.co.kr/non-it/wig_home/wig_home.html (Aufgerufen am 09.12.02)
- [Hitec) Hitec. Die Dokumentation vom 10.09.00; Die Entwicklung revolutionärer Flugboote:

- <http://www.3sat.de/hitec/03316/index.html> (Aufgerufen am 21.09.02)
- [KLM] Kreische, W., Kreisel, K.: Klassische Mechanik. Kolleg Physik, Bamberg, C.C. Buchner Verlag 1987
- [LIP] Lippisch, A.M.: Der „Aerodynamische Bodeneffekt“ und die Entwicklung eines Flugflächen- (Aerfoil-)Bootes. In: Luftfahrt-technik-Raumfahrttechnik, Jg.10 1964, ab S.261 (Heft 10)
- [PRA] Prandtl, L.: Der induzierte Widerstand von Mehrdeckern, Techn. Berichte, Bd. III, Heft 7
(selbst nicht gelesen; Nur als Verweis aus [WIS])
- [pro] NASG (Nihon Univ. Aero Student Group) Page der Nihon University of Science & Technology: <http://www.nasg.com/afdb/list-airfoil-e.phtml> (Aufgerufen am 09.12.02)
- [RTO] Fischer, H., Matjasic, K.: The Hoverwing technology-Bridge between WIG and ACV. RTO Meeting Proceeding 15, Fluid Dynamics Problems of Vehicles Operating Near or in the Air-Sea Interface; RTO-MP-15 AC/323(AVT)TP/9
- [RZo] Rheinzeitung online: Nachricht vom 31.10.00; <http://rheinzeitung.de/on/00/10/31/topnews/jumbohin.html> (Aufgerufen am 14.01.03)
- [SDC] Ship Design and Construction; Chapter WIG Craft. (zum Zeitpunkt der Recherche noch nicht veröffentlicht; Den Abschnitt „Chapter WIG Craft“ habe ich vom Autor Fischer Flugmechanik (Hanno Fischer) persönlich erhalten)
- [TOE] Toennies, E.: Der Boden-Effekt beim Fluge in Erdnähe. Dissertation an der TH Hannover; München, R. Odenbourg 1932
- [VDI] Schlichting, U.-J.: Experimentelle und Theoretische Untersuchungen an Tragflügeln und Konfigurationen in Bodennähe. Fortschritt-Berichte VDI-Reihe 12 Nr. 60; Düsseldorf, VDI-Verlag 1985
- [WIS] Wieselsberger, C.: Über den Flügelwiderstand in der Nähe des Bodens. In: Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Jg. 12 1921, ab S. 145 (Heft 10)