



Technische
Universität
Braunschweig



Laborbericht

Ermittlung Aerodynamischer Größen im Flugversuch mit der Do 128-6

Marco De Gaetano	Matr.Nr.: 4813585
Jens Karch	Matr.Nr.: 4790996
Philip Margenfeld	Matr.Nr.: 4791034
Kilian Schultz	Matr.Nr.: 4510545
Wentao Wu	Matr.Nr.: 4787695

Betreuer: Mark Bitter (mark.bitter@tu-braunschweig.de)

Inhaltsverzeichnis

Nomenklaturverzeichnis	i
Abbildungsverzeichnis	i
Tabellenverzeichnis	ii
1 Einleitung	1
2 Theoretische Grundlagen	2
2.1 Standardatmosphäre	2
2.2 Stationärer Gleitflug	3
2.3 Umrechnen der Versuchsdaten	4
3 Versuchsdurchführung	5
3.1 Messdaten	6
4 Massenabschätzung	7
4.1 Do 28 (Messschriebe)	7
4.2 Do 128-6 (eigener Flugversuch)	9
5 Auswertung der Messdaten	11
5.1 Do 128-6 (eigener Flugversuch)	11
5.2 Do 28 (Messschriebe)	13
6 Darstellung der Ergebnisse	14
6.1 Do 128-6 (eigener Versuch)	14
7 Interpretation der Ergebnisse	16
7.1 Analyse durch Marco De Gaetano	16
7.2 Analyse durch Jens Karch	17
7.3 Analyse durch Philip Margenfeld	18
7.4 Analyse durch Kilian Schultz	19
7.5 Analyse durch Wentao Wu	21
8 Fazit und Fehlerdiskussion	22
8.1 Diskussion von Marco	22
8.2 Diskussion von Jens	23
8.3 Diskussion von Philip	24
8.4 Diskussion von Kilian	25

8.5 Diskussion von Wentao	27
Literaturverzeichnis	28

Abbildungsverzeichnis

1.1	Luftkräfte an einem Flugzeug [1]	1
6.1	Do 128-6 - Lilienthal Polare	14
6.2	Do 128-6 - Widerstand W über True Airspeed V_{TAS}	15

Tabellenverzeichnis

2.1	Werte der Normatmosphäre auf Meereshöhe	2
3.1	Technische Daten des Versuchsflugzeugs Do 128-6	5
3.2	Messergebnisse aus dem Flugversuch	6
4.1	Massen der Do 28	7
4.2	Zeitintervalle der Steig- und Sinkflüge	7
4.3	Flugzeugmassen Do 28 bei den jeweiligen Sinkflügen	9
4.4	Flugzeugmassen Do 128 bei den jeweiligen Sinkflügen	10
5.1	Umrechnungstabelle auf SI Basiseinheiten	11
5.2	Do 128-6 Messergebnisse in SI-Einheiten	11
5.3	Auswertung des Do 128-6 Versuches	13

1 Einleitung

Eine Grundvoraussetzung um die Bewegung und Dynamik von Flugkörpern und insbesondere von Flugzeugen zu verstehen, ist das ermitteln wichtiger aerodynamischer Größen. Das Wort Aerodynamik setzt sich aus den zwei altgriechischen Wörtern *aer* (dt. Luft) und *dynamis* (dt. Kraft) zusammen und beschreibt somit das Verhalten eines luftumströmten Körpers.



Abbildung 1.1: Luftkräfte an einem Flugzeug [1]

Im Windkanal können solche umströmten Körper getestet werden, wobei durch direkte Kraftmessung ermittelt werden kann, wie groß die Luftkräfte (Auftrieb A , Widerstand W und die hier nicht näher betrachtete Querkraft Q) sind. Aus diesen Kräften lassen sich dann die dimensionslosen aerodynamischen Kennwerte ableiten.

In diesem Labor sollen jedoch die aerodynamischen Eigenschaften des Forschungsflugzeugs der TU Braunschweig, einer Dornier Aircraft Do 128-6, analysiert werden. Natürlich kann ein Flugzeug mit diesen Dimensionen nicht ohne weiteres in einem Windkanal geprüft werden. Um also die aerodynamischen Größen zu ermitteln, bedienen wir uns in diesem Labor einer anderen Methode: der Bestimmung aller Kennwerte ohne direkte Kraftmessung im **stationären Sinkflug**. Diese Methodik wird in Kapitel 3 genauer beschrieben.

Das Labor hilft uns das theoretische Wissen, welches wir in Vorlesungen wie Flugmechanik I (Flugleistungen) erlernt haben, auf die Probe zu stellen und erstmals praktisch einzusetzen. Dazu zählt das be- und umrechnen diverser flugmechanischer Größen, aber auch die Erstellung, Analyse und Interpretation von charakteristischen Diagrammen, wie zum Beispiel der LILIENTHAL-Polare. Dabei werden wir nicht immer auf verlässliche Daten stoßen und lernen dem entsprechend auch mit solchen fehlerbehafteten Daten sinnvoll umzugehen.

2 Theoretische Grundlagen

Um die aerodynamischen Größen, wie Auftrieb, Widerstand und deren Beiwerte ohne direkte Kraftmessung zu bestimmen, sind einige Formeln sowie theoretische Grundlagen erforderlich. Da für den Flugversuch nur der stationäre Sinkflug ohne Schub (Gleiten) relevant ist, wird im Folgenden nur dieser Zustand betrachtet.

Zusätzlich werden folgende Vereinfachungen getroffen:

- konst. Bahnwinkel: $\gamma = \text{const.}$
- Propellerschub gleicht Propellerwiderstand aus: $F = 0$
- konst. Geschwindigkeit $V_{IAS} = \text{const.}$
- Instrumente sind auf Standardatmosphäre kalibriert
- Einbaufehler der Messinstrumente werden nicht berücksichtigt
- Vernachlässigung vom Wind

2.1 Standardatmosphäre

Für die Auswertung der Versuchsdaten ist es erforderlich Kenntnis über die Standardatmosphäre zu haben. Wichtige Werte sind die Temperatur, Dichte sowie der Druck in den jeweiligen Höhen. In Tab. 2.1 sind diese Werte auf Meereshöhe angegeben. Um diese Werte für verschiedene Höhen

$$\begin{array}{l} T_0 = 288,15 \text{ K} \\ p_0 = 101325 \text{ Pa} \\ \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3 \end{array}$$

Tabelle 2.1: Werte der Normatmosphäre auf Meereshöhe

zu berechnen, können folgende Gleichungen benutzt werden. Diese gelten nur für den Bereich zwischen 0 und 11km Höhe.

$$T = 288,15 \text{ K} - 0,0065 \frac{\text{K}}{\text{m}} \cdot H \quad (2.1)$$

$$p = p_0 \left[1 - 0,0065 \frac{\text{K}}{\text{m}} \cdot \frac{1}{288,15 \text{ K}} \cdot H \right]^{5,256} \quad (2.2)$$

$$\rho = \rho_0 \left[1 - 0,0065 \frac{\text{K}}{\text{m}} \cdot \frac{1}{288,15 \text{ K}} \cdot H \right]^{4,256} \quad (2.3)$$

2.2 Stationärer Gleitflug

Der Grundsatz des stationären Fluges ist, dass die am Flugzeug angreifenden Kräfte im Gleichgewicht stehen und somit das Flugzeug weder beschleunigt noch verzögert. Bei dem Gleitflug kommt hinzu, dass die Schubkraft gleich null ist.

2.2.1 Widerstand und Auftrieb

Das Kräftegleichgewicht mit den zuvor getroffenen Annahmen liefert:

$$W + mg \cdot \sin(\gamma) = 0 \quad (2.4)$$

$$A - mg \cdot \cos(\gamma) = 0 \quad (2.5)$$

Abbildung 1.1 verdeutlicht diese Zusammenhänge.

Für spätere Berechnungen sind die Widerstands- sowie Auftriebsbeiwerte wesentlich wichtiger als die absoluten Werte.

$$C_W = \frac{-mg \cdot \sin(\gamma)}{0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2} \quad (2.6)$$

$$C_A = \frac{mg \cdot \cos(\gamma)}{0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2} \quad (2.7)$$

2.2.2 Bahnwinkel und Gleitzahl

Der nach oben hin positiv definierte Bahnwinkel γ ergibt sich aus dem Kräftegleichgewicht zu:

$$\tan(\gamma) = -\frac{W}{A} \quad (2.8)$$

und unter Verwendung der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte zu:

$$\tan(\gamma) = -\frac{C_W}{C_A} \quad (2.9)$$

Durch trigonometrische Beziehungen ergibt sich wie in Abb. 1.1 zu sehen:

$$\sin(\gamma) = -\frac{w_g}{V} \quad (2.10)$$

Um Aussagen über die aerodynamische Güte eines Flugzeuges treffen zu können wird die reziproke Gleitzahl ε eingeführt. Sie ergibt sich aus dem Verhältnis von Widerstand und Auftrieb.

$$\varepsilon = \frac{W}{A} = -\tan(\gamma) \quad (2.11)$$

2.3 Umrechnen der Versuchsdaten

2.3.1 Fluggeschwindigkeit

Die bei dem Testflug abgelesene Fluggeschwindigkeit (V_{IAS} : indicated airspeed) muss vor der Auswertung in die reale Geschwindigkeit (V_{TAS} : true airspeed) umgerechnet werden.

$$V_{TAS} = V_{IAS} \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_{real}}} \quad (2.12)$$

Die reale Dichte ergibt sich unter Annahme einer isobaren Zustandsänderung aus:

$$\varrho_{real} = \varrho_{INA} \cdot \frac{T_{INA}}{T_{real}} \quad (2.13)$$

Gl. 2.13 in Gl. 2.12 ergibt:

$$V_{TAS} = V_{IAS} \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_{INA}} \cdot \frac{T_{real}}{T_{INA}}} \quad (2.14)$$

2.3.2 Höhendifferenz und Sinkgeschwindigkeit

Da bei dem Testflug der Höhenmesser auf Standardatmosphäre eingestellt war, muss die angezeigte Höhe zuerst in die reale Höhe umgerechnet werden.

$$\Delta H_{real} = \Delta H_{INA} \cdot \frac{\varrho_{INA}}{\varrho_{real}} \quad (2.15)$$

Gl. 2.13 in Gl. 2.15 ergibt:

$$\Delta H_{real} = \Delta H_{INA} \cdot \frac{T_{real}}{T_{INA}} \quad (2.16)$$

Um die Sinkgeschwindigkeit zu errechnen muss der Quotient aus zurückgelegter vertikaler Strecke mit der dazu benötigten Zeit gebildet werden:

$$w_{g_{real}} = \frac{\Delta H_{real}}{\Delta t} = \frac{\Delta H_{INA}}{\Delta t} \cdot \frac{T_{real}}{T_{INA}} \quad (2.17)$$

3 Versuchsdurchführung

Der Flugversuch fand am Dienstag den 21.05.2019 um 13:00 Uhr am Forschungsflughafen Braunschweig-Wolfsburg (EDVE) statt. Insgesamt waren sechs Personen an Bord des Forschungsflugzeuges, darunter ein Pilot vom Institut für Flugführung sowie vier Laboranten. Damit ergab sich ein Besatzungsgewicht von 427 kg.

Das genutzte Forschungsflugzeug war eine Do 128-6 aus dem Hause Dornier Aircraft mit der Registrierung D-IBUF. Die technischen Daten dieses Flugzeugmusters können aus nachfolgender Tabelle entnommen werden:

Bezeichnung	Formelzeichen	Wert
Flügelbezugsfläche	S	29 m ²
Spannweite	b	15,55 m
Rüstmasse	m_{Ruest}	3188 kg
Kraftstoffvolumen max.	$V_{Kraftst,max}$	1470 l
Kraftstoffdichte	$\rho_{Kraftst}$	0,784 $\frac{kg}{l}$

Tabelle 3.1: Technische Daten des Versuchsflugzeugs Do 128-6

Zum Zeitpunkt des Flugversuchs war die Wolkenuntergrenze etwas niedrig (Wolkenuntergrenze bei 1600 ft AMSL laut METAR, entspricht etwa 700 ft AGL), doch im Verlauf des Flugversuchs stieg die Wolkenuntergrenze an, sodass der Flugversuch problemlos durchgeführt werden konnte. Die Bodenwerte während des Versuchs lagen bei einer Temperatur von 20 °C (rund 293 K) und einem Druckwert von 1006 hPa. Die lokale METAR Meldung kurz vor dem Versuch lautete wie folgt:

EDVE 211120Z 31010KT 280V350 9999 SCT016 20/15 Q1006

Um 13:18 Uhr hob das Flugzeug auf Piste 26 in Richtung Westen ab. Nach etwa 8 Minuten begann der eigentliche Versuch, indem der Pilot vier stationäre Sinkflüge mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten einleitete. Ziel war es dabei einen Gleitflug zu simulieren, also die Sinkflüge ohne Schub durchzuführen. Da die Triebwerke allerdings Widerstand erzeugen, wurde der Schub nicht vollständig zurückgefahren, sondern nur soweit, dass der Triebwerkswiderstand überwunden wird. Durch diese Methode lassen sich die Luftkräfte (Auftrieb und Widerstand) nach Gleichung 2.5 und 2.4 berechnen.

Um 13:40 Uhr landete das Flugzeug wieder am Forschungsflughafen. Der Versuch war damit beendet.

3.1 Messdaten

Alle Sinkflüge wurden in einem Höhenintervall von 1000 ft durchgeführt. Dabei starteten wir bei etwa **2500 ft** und sanken auf rund **1500 ft** ab. Sämtliche Höhenangaben beziehen sich dabei auf die **angezeigte Höhe über der Bezugsfläche 1013,25 hPa**.

Die Geschwindigkeit wurde als Stellfaktor der vier verschiedenen Sinkflüge gewählt. Beim ersten Sinkflug starteten wir mit einer angezeigten Geschwindigkeit von 80 kt, wobei versucht wurde diese Geschwindigkeit möglichst konstant bis zum Ende des Sinkflugs zu halten. Der zweite Sinkflug wurde dann bei 100 kt, der dritte bei 120 kt und der letzte bei 140 kt angezeigter Geschwindigkeit durchgeführt.

Zu Beginn und Ende jedes Sinkflugs wurden die Temperatur, sowie der aktuelle (seit Triebwerkstart) verbrauchte Kraftstoff abgelesen. Zudem wurde die Zeit gestoppt, die für die Sinkflüge über 1000 ft benötigt wurden.

Die nachfolgende Tabelle ist ein Abschrieb aus unseren originalen Protokollen (siehe Anhang).

	V_{IAS}	Zeitintervall	Temp. (Start)	Temp. (Ende)	Verbrauch (Start)	Verbrauch (Ende)
1	80 kt	1 min 38 s	12,0 °C	14,5 °C	83 lbs	90 lbs
2	100 kt	1 min 08 s	12,0 °C	15,0 °C	107 lbs	113 lbs
3	120 kt	48 s	13,0 °C	16,0 °C	130 lbs	134 lbs
4	140 kt	31 s	13,0 °C	15,0 °C	148 lbs	150 lbs

Tabelle 3.2: Messergebnisse aus dem Flugversuch

4 Massenabschätzung

4.1 Do 28 (Messschriebe)

Neben den Messdaten aus unserem Flugversuch, liegen uns auch Messreihen aus einem anderen Flugversuch mit einer Dornier Aircraft Do 28 vor. Auch diese genaueren Messwerte wollen wir zur Analyse nutzen. Vorerst muss jedoch die Masse des Flugzeugs aus diesem Versuch in seinen einzelnen Flugphasen abgeschätzt werden. Dazu stehen uns folgende Daten zur Verfügung.

Größe	Wert	Einheit
m_{Ruest}	2936	kg
$m_{\text{Besatzung}}$	346	kg
$m_{\text{Kraftst,Start}}$	414	kg
$m_{\text{Kraftst,Ende}}$	296	kg
$\sum m_{\text{Start}}$	3282	kg
$\sum m_{\text{Ende}}$	3578	kg

Tabelle 4.1: Massen der Do 28

Sinkflug	Zeit	Steigflug	Zeit
Δt_1	240 s	Δt_{1-2}	300 s
Δt_2	320 s	Δt_{2-3}	300 s
Δt_3	290 s	Δt_{3-4}	230 s
Δt_4	120 s		

Tabelle 4.2: Zeitintervalle der Steig- und Sinkflüge

Wie in Gleichung 2.X zu erkennen ist, setzt sich die Gesamtmasse des Flugzeugs aus der Rüstmasse, der Besatzungsmasse und der aktuellen Treibstoffmasse zusammen. Die Rüst- und Besatzungsmasse bleiben über den Flug konstant, lediglich die Kraftstoffmasse verringert sich auf Grund des Verbrauchs. Wir wissen, dass der Tank bei Versuchsstart zu 70% und bei Versuchsende zu 50% gefüllt ist. Das maximale Tankvolumen entspricht 822 l und der verwendete Kraftstoff besitzt eine Dichte von $\rho_{\text{Kraftst}} = 0,72 \text{ kg/l}$. Damit lässt sich mit Gleichung 2.Y die maximale Kraftstoffmasse berechnen und mit den gegebenen Volumina zu Versuchsstart und -ende auf die dort vorliegende Kraftstoffmasse schließen.

Da wir durch den eigens durchgeführten Versuch mit der Do 128-6 den Kraftstoffverbrauch pro Sinkflug aufgezeichnet haben und die Triebwerke soviel Schub erzeugen, dass sie den Propellerwiderstand ausgleichen, können wir übertragen auf die Do 28 nicht davon ausgehen, dass während

der Sinkflüge kein Kraftstoff verbraucht wird. Aufgrund fehlender Verbrauchsdaten der Do 28 im Sink- und Steigflug nehmen wir wegen der großen Ähnlichkeit beider Flugzeuge (vergleichbarer Propellerwiderstand) an, dass die Do 28 in etwa den gleichen Kraftstoffverbrauch im Sinkflug hat, wie die Do 128-6.

Wir können also den mittleren Kraftstoffverbrauch im Sinkflug ermitteln, indem wir die verbrauchte Kraftstoffmasse durch die Summe der Zeit, die jeder Sinkflug in Anspruch genommen hat, teilen. Entsprechende Daten erhalten wir aus Tabelle 3.2 und somit ergibt sich folgender gemittelter Kraftstoffverbrauch im Sinkflug.

$$\dot{m}_{Kraftst,sink} = \frac{3,21 \text{ kg} + 2,73 \text{ kg} + 1,81 \text{ kg} + 0,91 \text{ kg}}{98 \text{ s} + 68 \text{ s} + 48 \text{ s} + 31 \text{ s}} = 0,035 \text{ kg/s} \quad (4.1)$$

Um nun auf den Kraftstoffverbrauch im Steigflug zu schließen, müssen wir den Kraftstoffverbrauch im Sinkflug mit der Zeit aller Sinkflüge multiplizieren und anschließend von der insgesamt verbrauchten Kraftstoffmasse subtrahieren. Anschließend wird analog die übrig gebliebene Kraftstoffmasse durch die Zeit aller Steigflüge (Tabelle 4.2) dividiert und es ergibt sich der mittlere Kraftstoffverbrauch im Steigflug von $\dot{m}_{Kraftst,steig} = 0,101 \text{ kg/s}$. Der Verbrauch im Flug wird somit vereinfacht abhängig von zwei Flugzuständen (Steigflug oder Sinkflug) beschrieben.

Im folgenden dient eine Beispielrechnung für den ersten und zweiten Sinkflug dazu, den Rechenweg nachzuvollziehen, um die gesamte Flugzeugmasse während der Flugabschnitte zu ermitteln.

1. Sinkflug:

$$m_{1,Start} = m_{Ruest} + m_{Besatzung} + m_{Kraftst,Start}$$

$$m_{1,Start} = 2936 \text{ kg} + 346 \text{ kg} + 414 \text{ kg} = 3696 \text{ kg}$$

$$m_{1,Ende} = m_{1,Start} - (\dot{m}_{Kraftst,sink} \cdot \Delta t_1)$$

$$m_{1,Ende} = m_{1,Start} - (0,035 \text{ kg/s} \cdot 240 \text{ s}) = 3696 \text{ kg} - 8,4 \text{ kg} = 3687,6 \text{ kg} \approx 3688 \text{ kg}$$

$$m_{1,Mittelwert} = \frac{m_{1,Start} + m_{1,Ende}}{2} = 3691,8 \text{ kg} \approx 3692 \text{ kg}$$

2. Sinkflug:

$$m_{2,Start} = m_{1,Ende} - (\dot{m}_{Kraftst,steig} \cdot \Delta t_{1-2})$$

$$m_{2,Start} = m_{1,Ende} - (0,101 \text{ kg/s} \cdot 300 \text{ s}) = 3687,6 \text{ kg} - 30,3 \text{ kg} = 3657,3 \text{ kg} \approx 3657 \text{ kg}$$

$$m_{2,Ende} = m_{2,Start} - (\dot{m}_{Kraftst,Sinkflug} \cdot \Delta t_2)$$

$$m_{2,Ende} = m_{2,Start} - (0,035 \text{ kg/s} \cdot 320 \text{ s}) = 3657,3 \text{ kg} - 11,2 \text{ kg} = 3646,1 \text{ kg} \approx 3646 \text{ kg}$$

$$m_{2,Mittelwert} = \frac{m_{2,Start} + m_{2,Ende}}{2} = 3651,5 \text{ kg} \approx 3652 \text{ kg}$$

Da es sich bei diesen Rechnungen um eine Massenabschätzung handelt, runden wir die Gewichte auf ganze Zahlen. Es ist klar, dass durch diese Abschätzungen eine gewisse Toleranz vorliegt, in der sich das Flugzeuggewicht befindet. Auch ist es nicht klar, ob die Annahmen der Mittlungen der Verbräuche, sowie des gleichen Kraftstoffverbrauchs im Sinkflug angemessen sind. Die Ergebnisse der Flugzeugmassen in den einzelnen Sinkflügen sind in nachstehender Tabelle dargestellt.

Sinkflug	m_{Start}	m_{Ende}	$m_{Mittelwert}$
1.	3696 kg	3688 kg	3692 kg
2.	3657 kg	3646 kg	3652 kg
3.	3616 kg	3606 kg	3611 kg
4.	3582 kg	3578 kg	3580 kg

Tabelle 4.3: Flugzeugmassen Do 28 bei den jeweiligen Sinkflügen

4.2 Do 128-6 (eigener Flugversuch)

Sehr ähnlich kann mit der Do 128-6 in unserem eigenen Flugversuch verfahren werden. Hierbei stehen uns jedoch Verbrauchswerte aus einem Verbrauchszähler (seit Triebwerksstart) zur Verfügung, die in Tabelle 3.2 zu finden sind. Dadurch erleichtert sich die Abschätzung sehr, da immer nur der aktuelle Verbrauchswert von der Startgesamtmasse subtrahiert werden muss. Dabei sollte jedoch beachtet werden, dass die in der Tabelle angegebenen Gewichte in Pfund notiert sind. Es ist vor der Auswertung also eine Umrechnung in das Kilogramm nötig, wozu folgende Umrechnungsformel genutzt wird.

$$m_{kg} = \frac{m_{lbs}}{2,205} \tag{4.2}$$

Es ergeben sich für die Do 128-6 somit folgende Verbrauchsmassen.

Sinkflug	Verbrauch (Start)	Verbrauch (Ende)
1.	37,6 kg	40,8 kg
2.	48,5 kg	51,2 kg
3.	59,0 kg	60,8 kg
4.	67,1 kg	68,0 kg

Für die Berechnung ist nun noch eine anfängliche Gesamtmasse nötig, welche sich aus der Rüstmasse (3188 kg), der Besatzungsmasse (427 kg) und der anfänglichen Kraftstoffmasse (2x 440 lbs Haupttank & 2x 406 lbs Außentanks ergeben 767 kg) zu einer Gesamtmasse von **4382 kg** errechnet. Die folgenden Massen im Flug lassen sich dann leicht bestimmen.

Sinkflug	m_{Start}	m_{Ende}	$m_{Mittelwert}$
1.	4344,9 kg	4341,7 kg	4343,3 kg
2.	4334,0 kg	4331,3 kg	4332,7 kg
3.	4323,5 kg	4321,7 kg	4322,6 kg
4.	4315,4 kg	4314,5 kg	4315,0 kg

Tabelle 4.4: Flugzeugmassen Do 128 bei den jeweiligen Sinkflügen

5 Auswertung der Messdaten

5.1 Do 128-6 (eigener Flugversuch)

Wie die Treibstoffmasse müssen auch die anderen abgelesene Daten (T_{real} in $^{\circ}\text{C}$, H_{INA} in ft , V_{IAS} in kn) vor der Analyse in SI Basiseinheiten ($^{\circ}\text{C} \rightarrow \text{K}$, $ft \rightarrow m$, $kn \rightarrow m/s$) umgerechnet werden. In Tab. 5.1 sind diese Umrechnungen aufgeführt.

Höhe	$1 ft = 0,3048 m$
Geschwindigkeit	$1 kn = 0,51 m/s$
Temperatur	$t^{\circ}\text{C} = t^{\frac{\text{K}}{^{\circ}\text{C}}} + 273,15 \text{ K}$

Tabelle 5.1: Umrechnungstabelle auf SI Basiseinheiten

Die in Tabelle 3.2 angegebenen Messergebnisse lauten mit diesen Umrechnungen wie folgt (Hinweis: Aufgrund der ohnehin recht ungenauen Temperaturmessung, wurde statt der 273,15 K der Einfachheit halber mit 273 K umgerechnet).

	V_{IAS}	Δt	$T_{real,start}$	$T_{real,ende}$
1	40,8 m/s	98 s	285,0 K	287,5 K
2	51,0 m/s	68 s	285,0 K	288,0 K
3	61,2 m/s	48 s	286,0 K	289,0 K
4	71,4 m/s	31 s	286,0 K	288,0 K

Tabelle 5.2: Do 128-6 Messergebnisse in SI-Einheiten

Da, bedingt durch das Wetter, am Versuchstag keine Standardatmosphärenbedingungen herrschten, muss die in Kapitel 2 hergeleitete Formel 2.17 verwendet werden, um die wahre Sinkgeschwindigkeit $w_{g,real}$ für die einzelnen Sinkflüge bestimmen zu können. Dazu ist eine berechnete theoretische Temperatur aus der Normatmosphäre nötig, nämlich die Temperatur, welche laut Normatmosphäre bei Standardatmosphärenbedingungen in der jeweiligen Höhe herrschen würde T_{INA} . Weiterhin muss auch das Höhenintervall zwischen 2500 ft und 1500 ft in Metern umgerechnet werden und man erhält ein ΔH_{INA} von 304,8 m. Beispielhaft sei im folgenden die Leistungsdaten Berechnung für Sinkflug 1 demonstriert:

Wahre Sinkgeschwindigkeit bestimmen

$$T_{INA}(2500m) = 288,15 \text{ K} - 0,0065 \frac{\text{K}}{m} \cdot 2500 m = 271,9 \text{ K} \quad (5.1)$$

$$T_{INA}(1500m) = 288,15 \text{ K} - 0,0065 \frac{\text{K}}{m} \cdot 1500 m = 278,4 \text{ K} \quad (5.2)$$

$$T_{INA,mittel} = \frac{271,9\text{ K} + 278,4\text{ K}}{2} = 275,15\text{ K} \quad (5.3)$$

$$T_{real,m} = \frac{285,0\text{ K} + 287,5\text{ K}}{2} = 286,25\text{ K} \quad (5.4)$$

$$w_{g,real} = \frac{-304,8\text{ m}}{98\text{ s}} \cdot \frac{286,25\text{ K}}{275,15\text{ K}} = -3,24\text{ m/s} \quad (5.5)$$

Neben der realen Sinkgeschwindigkeit muss auch die angezeigte Geschwindigkeit V_{IAS} in die wahre Geschwindigkeit V_{TAS} umgerechnet werden.

Wahre Geschwindigkeit bestimmen

$$\rho_{INA}(2500\text{ ft}) = \rho_0 * (1 - 0,065 \cdot \frac{H}{T_0})^{4,256} = 1,225\text{ kg/m}^3 * (1 - 0,0065 \cdot \frac{762\text{ m}}{288,15\text{ K}})^{4,256} \quad (5.6)$$

$$\rho_{INA}(2500\text{ ft}) = 1,1378\text{ kg/m}^3 \quad (5.7)$$

$$\rho_{INA}(1500\text{ ft}) = 1,1721\text{ kg/m}^3 \quad (5.8)$$

$$\rho_{INA,mittel} = \frac{1,1721\text{ kg/m}^3 + 1,1378\text{ kg/m}^3}{2} = 1,15495\text{ kg/m}^3 \quad (5.9)$$

$$\rho_{real} = \rho_{INA,mittel} * \frac{T_{INA}}{T_{real}} = 1,11\text{ kg/m}^3 \quad (5.10)$$

$$V_{TAS} = V_{IAS} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{real}}} = 42,86\text{ m/s} \quad (5.11)$$

Luftkräfte und Beiwerte bestimmen

Nun wird aus der wahren Sinkgeschwindigkeit noch der Längsneigungswinkel γ mit $\gamma = \arcsin(-w_g/V_{TAS})$ zu $4,33^\circ$ bestimmt, sodass letztlich die Luftkräfte ausgerechnet werden können:

$$W = -m \cdot g \cdot \sin(\gamma) = -3216,76\text{ N} \quad (5.12)$$

$$A = m \cdot g \cdot \cos(\gamma) = 42486,17\text{ N} \quad (5.13)$$

Und aus den Kräften zum Schluss die aerodynamischen Beiwerte unter Nutzung der Flügelfläche S aus Tabelle 3.1.

$$C_W = \frac{2 * W * T_{real}}{\rho_{INA} * T_{INA} * V_{TAS}^2 * S} = 0,10879 \quad (5.14)$$

$$C_A = \frac{2 * A * T_{real}}{\rho_{INA} * T_{INA} * V_{TAS}^2 * S} = 1,43689 \quad (5.15)$$

Die Ergebnisse für alle Sinkflüge sind in folgenden Tabellen einsehbar.

	$T_{real,mittel}[K]$	$T_{INA,mittel}[K]$	$w_{g,real}[m/s]$	$V_{TAS}[m/s]$	$\gamma[^\circ]$
1	286,25	275,15	- 3,236	42,858	4,33
2	286,5	275,15	- 4,667	53,596	5,00
3	287,5	275,15	- 6,635	64,428	5,91
4	287	275,15	- 10,256	75,100	7,85

	$W[N]$	$A[N]$	C_w	C_a
1	-3216,76	42486,17	0,10879	1,4368
2	-3701,26	42341,83	0,08011	0,9164
3	-4367,02	42179,24	0,06564	0,6340
4	-5780,56	41933,10	0,06383	0,4630

Tabelle 5.3: Auswertung des Do 128-6 Versuches

5.2 Do 28 (Messschriebe)

6 Darstellung der Ergebnisse

6.1 Do 128-6 (eigener Versuch)

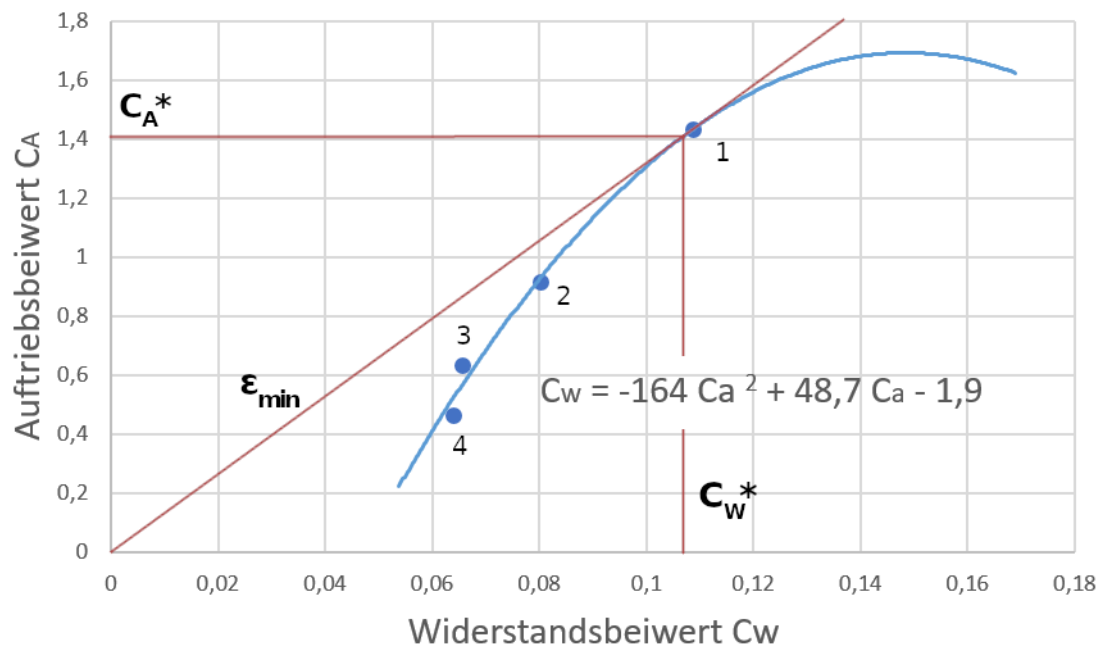
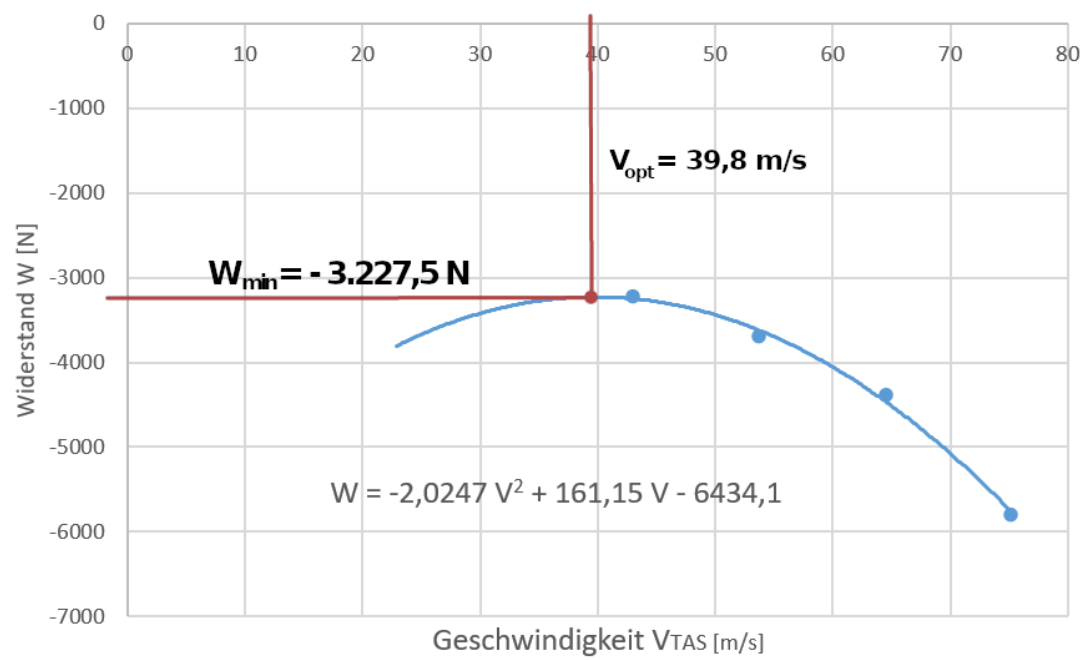


Abbildung 6.1: Do 128-6 - Lilienthal Polare

Abbildung 6.2: DO 128-6 - Widerstand W über True Airspeed V_{TAS}

7 Interpretation der Ergebnisse

7.1 Analyse durch Marco De Gaetano

7.1.1 Höhenruder-Trimmkurve

7.1.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

7.1.3 LILIENTHAL-Polare

7.1.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

7.1.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

7.2 Analyse durch Jens Karch

7.2.1 Höhenruder-Trimmkurve

7.2.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

7.2.3 LILIENTHAL-Polare

7.2.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

7.2.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

7.3 Analyse durch Philip Margenfeld

7.3.1 Höhenruder-Trimmkurve

7.3.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

7.3.3 LILIENTHAL-Polare

7.3.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

7.3.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

7.4 Analyse durch Kilian Schultz

7.4.1 Höhenruder-Trimmkurve

Im Plot Anstellwinkel über Höhenruderausschlag lässt sich eine leicht nach oben gewölbte Kurve erkennen, welche eine Korrelation zwischen nach unten gerichtetem Höhenruder und positivem Anstellwinkel erkennen lässt. Bei neutral eingestelltem Höhenruder lässt sich ein Anstellwinkel von etwa 2,5 Grad in positiver Richtung ablesen.

Auffällig sind die Werte des ersten Sinkfluges, hier bewirkt eine Änderung in der Stellung des Höhenruders deutlich größere Veränderungen am Anstellwinkel als in den Sinkflügen zwei bis vier.

7.4.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

Der Auftriebsbeiwert über dem Anstellwinkel beschreibt mit Ausnahme des letzten Wertes des dritten Sinkfluges eine Gerade über welche eine Erhöhung des Anstellwinkels eine Erhöhung des Auftriebsbeiwertes zu erkennen ist.

Der Auftriebsbeiwert für einen neutralen Anstellwinkel lässt sich per linearer Regression über die Stichproben der Do-28 bei etwa 0,30 ablesen.

Der Nullauftriebsanstellwinkel α_0 lässt sich ebenfalls per linearer Regression über die Stichproben bei etwa $-2,75$ Grad ablesen.

Der Auftriebsanstieg $C_{A\alpha}$ folgt aus dem Zusammenhang

$$C_A = C_{A\alpha} * (\alpha - \alpha_0)$$

und ist für $\alpha = 5$ Grad und $C_A = 0,75$ etwa 0,097.

7.4.3 LILIENTHAL-Polare

Für die Lilienthal-Polare ergibt sich bei der Do-128 für den Wertebereich bis $C_W = 0,2$ ein steilerer Verlauf als bei der Do-28. Es werden also höhere Auftriebsbeiwerte bei niedrigeren Widerstandsbeiwerten erreicht als bei der Do-28. Ab $C_W = 0,2$ liegen nur noch Daten für die Do-28 vor. Man erkennt, dass die letzten Werte des dritten Sinkfluges eine deutlichere Abnahme der Steigung in der Regressionskurve verursachen.

Die Gleichung der polynomialen Regression zweiten Grades erlaubt über einen Koeffizientenvergleich das Ablesen von Werten für C_{W0} und k , sofern die Regression mit den Koeffizienten 1 und x^2 durchgeführt wurde. Hierbei ist der alleinstehende skalare Wert C_{W0} und der Koeffizient von x^2 ist k .

$$C_W = C_{W0} + kC_A^2 = a + bx^2$$

Zur weiteren Analyse ist die minimale reziproke Gleitzahl ϵ_{min} interessant. Durch Anlegen einer Tangente vom Ursprung an die Regressionskurve der Lilienthalpolare lassen sich ihre definierenden Werte C_A^* und C_W^* am Berührungspunkt ablesen. Diese Stelle markiert ebenfalls den Punkt des flachsten Gleitfluges, Sparflug genannt.

Alternativ kann bei bekanntem C_{W0} und k , z.B. nach dem beschriebenen Koeffizientenvergleich, der Wert für ϵ_{min} über die folgenden Gleichungen hergeleitet werden:

$$C_W^* = 2C_{W0}$$

$$C_A^* = \sqrt{\frac{C_{W0}}{k}}$$

$$\epsilon_{min} = \frac{C_W^*}{C_A^*}$$

Weiterhin kann unter Zuhilfenahme der Flügelfläche, Gewichtskraft und Luftdichte die minimale Sinkgeschwindigkeit w_{gmin} ermittelt werden.

$$w_{gmin} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S}} \frac{4C_{W0}}{\left(\frac{3C_{W0}}{k}\right)^{\frac{3}{4}}}$$

7.4.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

Für die Do-128 kann man eine maßgebliche Korrelation zwischen dem Widerstand und der wahren Fluggeschwindigkeit erkennen. Dieser erhöht sich mit eben dieser in einem nicht-linearen Verlauf.

Die Stichproben der Do-28 Messwerte geben ein leicht chaotisches Bild. Sinkflüge eins, zwei und drei folgen einem in sich selbst ähnlichen Verlauf wie die Do-128, Sinkflug 3 jedoch zeigt einen Verlauf in dem der Widerstand mit zunehmender Geschwindigkeit scheinbar zugenommen hat.

Außerdem ist zu vermerken, dass der Widerstand in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit in Sinkflug 2 deutlich höher scheint als in der Sinkflügen eins und vier.

7.4.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

Anhand der Stichproben erkennt man, dass mit einer Erhöhung des Anstellwinkels sowohl Staudruck als auch wahre Fluggeschwindigkeit sinken. Der Betrag der Veränderung nimmt mit zunehmendem Anstellwinkel ab. Die Abnahme der Messwerte für Staudruck und Fluggeschwindigkeit bei Erhöhung des Anstellwinkels ist in etwa gleich.

7.5 Analyse durch Wentao Wu

7.5.1 Höhenruder-Trimmkurve

7.5.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

7.5.3 LILIENTHAL-Polare

7.5.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

7.5.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

8 Fazit und Fehlerdiskussion

8.1 Diskussion von Marco

8.2 Diskussion von Jens

8.3 Diskussion von Philip

8.4 Diskussion von Kilian

8.4.1 Höhenruder-Trimmkurve

Im Allgemeinen erwartet man bei der Trimmung einen linearen Zusammenhang zwischen dem Winkel des Ausschlags des Höhenruders und dem induzierten Drehmoment. Folglich sollte auch der Zusammenhang von Trimmwinkel und Anstellwinkel linear sein. Für die Sinkflüge eins, zwei und vier gilt dies zumindest für die Stichproben innerhalb der Sinkflüge näherungsweise. Bei Sinkflug drei ist der dritte Wert leicht erhöht. Darüber hinaus unterscheidet sich die Wirkung der Trimmung auf den Anstellwinkel zwischen den Sinkflügel erheblich. Dies liegt möglicherweise an unterschiedlichen Wettererhältnissen. Der im Versuch vernachlässigte Wind hat einen erheblichen Einfluss auf das nötige Drehmoment um einen bestimmten Anstellwinkel zu halten.

Ein Versuch im Windkanal mit skaliertem Modell könnte eine Wetterunabhängige Messreihe generieren.

8.4.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

In der Theorie folgen die Werte dieser Messreihe bei stabilen Flugzuständen einer Geraden. Wird ein bestimmter Anstellwinkel $\alpha(C_{A,max})$ überschritten kommt es zum Strömungsabriss.

Die Daten aus den Stichproben geben diesen Sachverhalt im Bereich stabiler Flugzustände ohne nennenswerte Abweichungen wieder.

8.4.3 LILIENTHAL-Polare

Die qualitative Gestalt der LILIENTHAL-Polare sowohl für die Do-128 als auch die Do-28 entspricht der Theorie. Wie in der Interpretation erwähnt ist der Verlauf für die Do-128 etwas steiler als für die Do-28. Werte für die sich die beiden Flugzeuge im Wesentlichen unterschieden waren Masse und Flügelfläche. Trotz der deutlich höheren Masse und nur geringfügig höheren Flügelfläche erzielte die Do-128 bessere C_A als die Do-28.

Auch hier können Unterschiedliche Wetterlagen zu veränderten Flugleistungen geführt haben und das Ergebnis maßgeblich verfälschen. Interessant wäre eine Erörterung über den Einfluss der Flügelfläche, und ob der Unterschied von $1m^2$ oder die variable Wetterlage maßgeblich zu den unterschiedlichen Werten beigetragen hat. Auch hier kann ein skaliertes Versuch im Windkanal eine Wetterunabhängige Versuchsreihe ermöglichen.

8.4.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

Der Werte der Do-128 entsprechen im groben einem zu erwartendem Verhältnis von W und V_{TAS} . Auch hier verbirgt sich hinter dem Fehler das variable Wetter und ggf. Messfehler. Wie für alle wetterabhängigen Versuche ist ein Modellversuch im Windkanal ein geeignetes Mittel zur wetterunabhängigen Versuchsdurchführung.

Die in der Do-28 gemessenen Werte genügen als Ganzes genommen dem allgemeinen Zusammenhang nicht. Insbesondere die Stichprobenwerte für den dritten Sinkflug können mit den anderen Messwerten keine sinnvolle Basis für weitere Erkenntnisse sein. Die Verknüpfung der Stichproben von Sinkflügen drei und vier oder Sinkflügen eins und vier könnte jedoch als Basis für weitere Betrachtungen sinnvoll sein, da diese zumindest die qualitative Gestalt des Zusammenhangs von W und V erfüllen.

8.4.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

Der Staudruck und die wahre Fluggeschwindigkeit sind formelhaft miteinander verknüpft (siehe Kapitel Theoretische Grundlagen). Konsistente Daten würden diesen Zusammenhang wiedergeben, indem Sie den Staudruck als betragsmäßig vielfaches der wahren Fluggeschwindigkeit zeigen. Dies ist für die Stichproben der Do-28 gegeben.

8.5 Diskussion von Wentao