



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	ii
Tabellenverzeichnis	iii
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)	10
5. Auswertung der Messdaten	11
5.1. Do 128-6 (eigener Flugversuch)	11
5.2. Do 28 (Messschriebe)	13
6. Darstellung der Ergebnisse	16
7. Interpretation der Ergebnisse	20
7.1. Analyse durch Marco De Gaetano	20
7.2. Analyse durch Jens Karch	22
7.3. Analyse durch Philip Margenfeld	26
7.4. Analyse durch Kilian Schultz	28
7.5. Analyse durch Wentao Wu	31
8. Diskussion des Versuches	32
8.1. Diskussion von Marco	32
8.2. Diskussion von Jens	33
8.3. Diskussion von Philip	34
8.4. Diskussion von Kilian	35
8.5. Diskussion von Wentao	37

Literaturverzeichnis	38
A. Anhang	39
A.1. Normatmosphäre (ISA)	39
A.2. Originale Versuchsprotokolle aus Do 128-6 Versuch	40
A.3. Messschriebe aus Do 28 Versuch	41

Nomenklaturverzeichnis

Lateinische Formelzeichen

A	Auftriebskraft	$[N]$
C_A	Auftriebsbeiwert	$[1]$
C_W	Widerstandsbeiwert	$[1]$
g	Erdbeschleunigung	$[m/s^2]$
m	Masse	$[kg]$
Q	Querkraft	$[N]$
S	Flügelfläche	$[m^2]$
V	Geschwindigkeit	$[m/s]$
W	Widerstandskraft	$[N]$
w_g	Sinkgeschwindigkeit	$[m/s]$

Griechische Formelzeichen

ε	reziproke Gleitzahl	$[1]$
γ	Bahnneigungswinkel	$[^\circ]$

Abbildungsverzeichnis

1.1.	Luftkräfte an einem Flugzeug [1]	1
6.1.	Do 128-6 - Inverse Lilienthal Polare	16
6.2.	Do 128-6 - Widerstand W über True Airspeed V_{TAS}	17
6.3.	Do 28 - Inverse Lilienthalpolare	17
6.4.	Do 28 - Widerstand W über True Airspeed V_{TAS}	18
6.5.	Do 28 - Auftriebsbeiwert C_a über Anstellwinkel α	18
6.6.	Do 28 - Anstellwinkel α über Höhenruderausschlag η (Höhenruder-Trimmkurve) . .	19
6.7.	Do 28 - Geschwindigkeit V_{TAS} und Staudruck q über Anstellwinkel α	19
A.1.	Auszug aus der ICAO Normatmosphäre [2]	39

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
5.4.	Stichproben von Anstellwinkel und Höhenruderausschlag des 1. Sinkfluges	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.

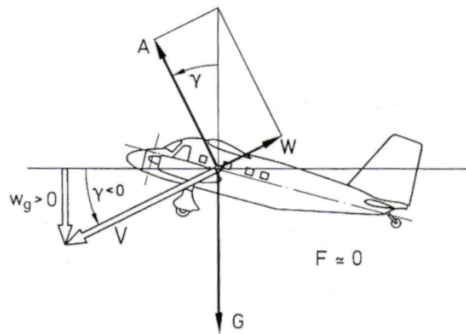


Abbildung 1.1.: Luftkräfte an einem Flugzeug [1]

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

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

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.

$$V_{TAS} = V_{IAS} \sqrt{\frac{q_0}{q_{real}}} \quad (2.12)$$

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

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

Gl. 2.13 in Gl. 2.12 ergibt:

$$V_{TAS} = V_{IAS} \sqrt{\frac{q_0}{q_{INA}} \cdot \frac{T_{real}}{T_{INA}}} \quad (2.14)$$

Falls der Staudruck sowie die Dichte bekannt sind kann die reale Fluggeschwindigkeit auch mit folgender Formel berechnet werden:

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{q_{real}}} \quad (2.15)$$

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.

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

Gl. 2.13 in Gl. 2.16 ergibt:

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

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

$$w_{g_{real}} = \frac{\Delta H_{real}}{\Delta t} = \frac{\Delta H_{INA}}{\Delta t} \cdot \frac{T_{real}}{T_{INA}} \quad (2.18)$$

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

$$m_{\text{Gesamt}} = m_{\text{Ruest}} + m_{\text{Besatzung}} + m_{\text{Kraftst}} \quad (4.1)$$

$$m_{\text{Kraftstoff}} = \rho_{\text{Kraftst}} \cdot V_{\text{Kraftstoff}} \quad (4.2)$$

Wie in Gleichung 4.1 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% ge-

füllt ist. Das maximale Tankvolumen entspricht 822 l und der verwendete Kraftstoff besitzt eine Dichte von $\rho_{Kraftst} = 0,72 \text{ kg/l}$. Damit lässt sich mit Gleichung 4.2 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.

$$\dot{m}_{Kraftst,sink} = \frac{3,21 \text{ kg} + 2,73 \text{ kg} + 1,81 \text{ kg} + 0,91 \text{ kg}}{98 \text{ s} + 68 \text{ s} + 48 \text{ s} + 31 \text{ s}} = 0,035 \text{ kg/s} \quad (4.3)$$

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.

$$m_{kg} = \frac{m_{lbs}}{2,205} \quad (4.4)$$

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

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 2.18 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 nach Gleichung 2.18 bestimmen

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

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

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

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

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

Neben der realen Sinkgeschwindigkeit muss auch die angezeigte Geschwindigkeit V_{IAS} in die wahre Geschwindigkeit V_{TAS} umgerechnet werden (Gleichung 2.12).

Wahre Geschwindigkeit bestimmen

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

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

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

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

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

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

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 nach Gleichung 2.5 & 2.4 ausgerechnet werden können:

$$W = -m \cdot g \cdot \sin(\gamma) = -3216.76 \text{ N}$$

$$A = m \cdot g \cdot \cos(\gamma) = 42486.17 \text{ N}$$

Und aus den Kräften zum Schluss die aerodynamischen Beiwerte (Gleichung 2.6 & 2.7) unter Nutzung der Flügelfläche S aus Tabelle 3.1.

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

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

Die Ergebnisse für alle Sinkflüge sind in folgenden Tabellen einsehbar. Eine graphische Auswertung ist ebenfalls im folgenden Kapitel 6 zu finden.

	$T_{real,mittel}[K]$	$T_{INA,mittel}[K]$	$w_{g,real}[m/s]$	$V_{TAS}[m/s]$	$\gamma[^\circ]$
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)

Zur Auswertung der Sinkflüge mit der DO 28 stehen Messschrieben mit Höhe, Staudruck, Anstellwinkel sowie Höhenruderausschlag über der Zeit zur Verfügung. Außerdem liegt eine Tabelle mit der in den Sinkflügen gemessenen Höhe sowie zugehöriger Temperatur vor. Die zugehörigen Massen wurden in Kap. 4 bereits bestimmt.

Für die Darstellung der Höhenruder-Trimmkurve ($\alpha = f(\eta)$) wurden Stichprobenartig Punkte aus der Messschriebe abgelesen (siehe Anhang). In Tab. 5.4 sind als Beispiel die Werte des ersten Sinkfluges aufgeführt. Mithilfe der Stichproben aus den restlichen Sinkflügen kann Abb. 6.6 erstellt werden.

$\alpha[^\circ]$	$\eta[^\circ]$
4,00	-0,65
4,50	-0,65
5,00	-0,75
5,00	-0,75
5,00	-0,75
4,75	-0,75
4,75	-0,75

Tabelle 5.4.: Stichproben von Anstellwinkel und Höhenruderausschlag des 1. Sinkfluges

Für die Auswertung der Restlichen Ergebnisse müssen nun folgende Werte bestimmt werden:

- Widerstand
- Widerstands- und Auftriebsbeiwert
- Fluggeschwindigkeit
- Staudruck
- Anstellwinkel

Wie zuvor erwähnt können Staudruck sowie Anstellwinkel aus dem Messschrieb abgelesen werden. Die restlichen Werte lassen sich analog zu Kap. 5.1 berechnen. Folgend ist eine Beispielrechnung für den Zeitpunkt $t = 206 \text{ s}$ nach Beginn des ersten Sinkfluges aufgeführt. Da bei dem Versuch mit der DO 28 wesentlich mehr Messpunkte zur Verfügung stehen, wurde hier ein Zeitintervall von ca. 12 s genutzt.

Wahre Sinkgeschwindigkeit nach Gleichung 2.18 bestimmen

$$T_{INA}(677 \text{ m}) = 288,15 \text{ K} - 0,0065 \frac{\text{K}}{\text{m}} \cdot 677 \text{ m} = 283,7 \text{ K}$$

$$T_{INA}(623 \text{ m}) = 288,15 \text{ K} - 0,0065 \frac{\text{K}}{\text{m}} \cdot 623 \text{ m} = 284,1 \text{ K}$$

$$T_{INA,mittel} = \frac{283,7 \text{ K} + 284,1 \text{ K}}{2} = 283,9 \text{ K}$$

$$T_{real,mittel} = \frac{280,5 \text{ K} + 280,2 \text{ K}}{2} = 280,35 \text{ K}$$

$$w_{g,real} = \frac{-54 \text{ m}}{12 \text{ s}} \cdot \frac{280,35 \text{ K}}{283,9 \text{ K}} = -3,24 \text{ m/s}$$

Wahre Geschwindigkeit nach Gleichung 2.15 bestimmen

$$\rho_{INA}(677 \text{ m}) = 1,14734 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\rho_{INA}(623 \text{ m}) = 1,15339 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\rho_{INA,mittel} = \frac{1,14734 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} + 1,15339 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}}{2} = 1,15037 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\rho_{real} = \rho_{INA,mittel} \cdot \frac{T_{INA,mittel}}{T_{real,mittel}} = 1,16493 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1650 \text{ Pa}}{1,16493 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}}} = 53,1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Luftkräfte und Beiwerte bestimmen

Mithilfe der wahren Sinkgeschwindigkeit und der Fluggeschwindigkeit lässt sich der Längsneigungswinkel γ mit $\gamma = \arcsin(-w_g/V_{TAS})$ zu $3,5^\circ$ bestimmen, sodass letztlich die Luftkräfte nach Gleichung 2.5 & 2.4 ausgerechnet werden können:

$$W = -m \cdot g \cdot \sin(\gamma) = -2208,23 \text{ N}$$

$$A = m \cdot g \cdot \cos(\gamma) = 36123,06 \text{ N}$$

Unter Nutzung der Flügelfläche $S = 28 \text{ m}^2$ lassen sich die aerodynamischen Beiwerte (Gl. 2.6 & 2.7) bestimmen.

$$C_W = \frac{2 * W * T_{real}}{\rho_{INA} * T_{INA} * V_{TAS}^2 * S} = 0,04802$$

$$C_A = \frac{2 * A * T_{real}}{\rho_{INA} * T_{INA} * V_{TAS}^2 * S} = 0,78553$$

Diese Rechnungen wurden nun für mehrere Stichproben des jeweiligen Sinkfluges, mithilfe eines Tabellenkalkulationsprogramm, durchgeführt. Mit Hilfe der nun bestimmten Werte lassen sich alle Diagramme aus Kap. 6 erstellen. Aufgrund der in Kap. 2 aufgeführten Annahmen wurden Datenpunkte, welche stark aus dem zu erwartenden Schema fallen nicht zur Erstellung der Diagramme genutzt.

6 Darstellung der Ergebnisse

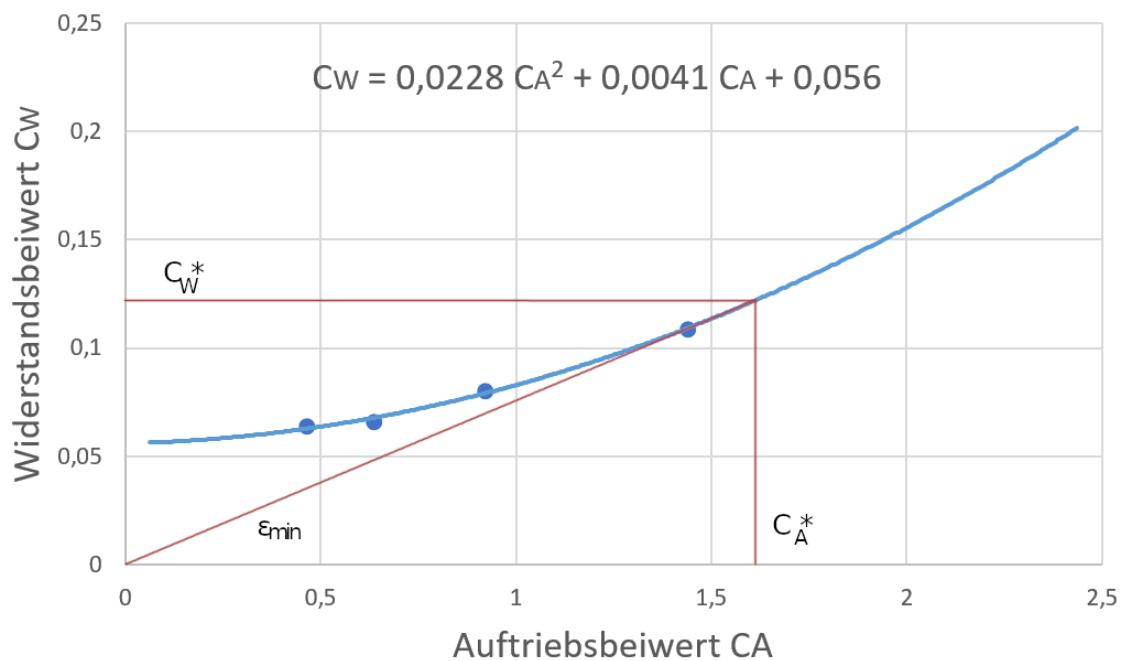


Abbildung 6.1.: Do 128-6 - Inverse Lilienthal Polare

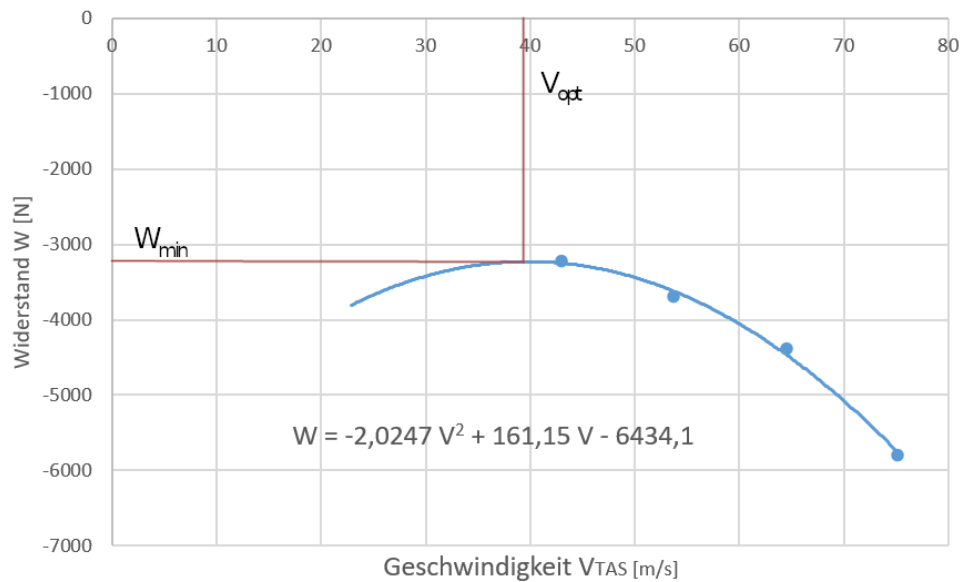
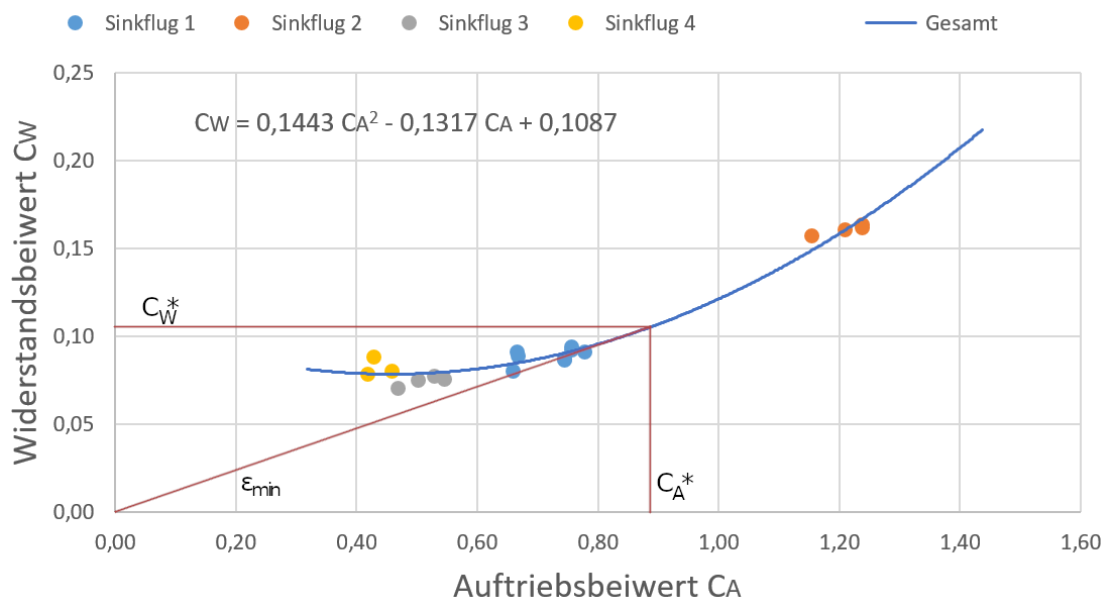
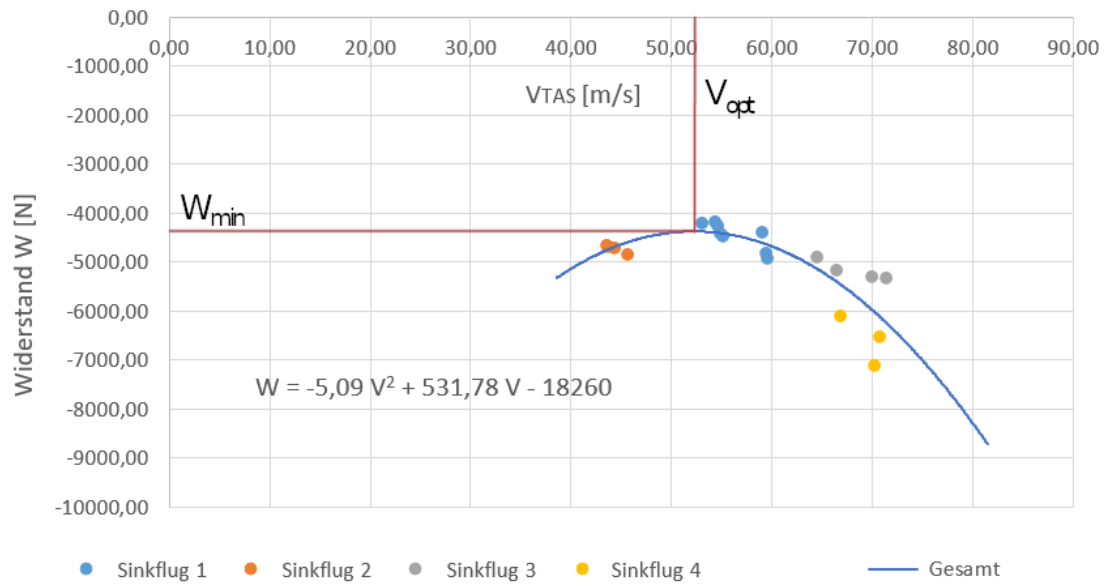
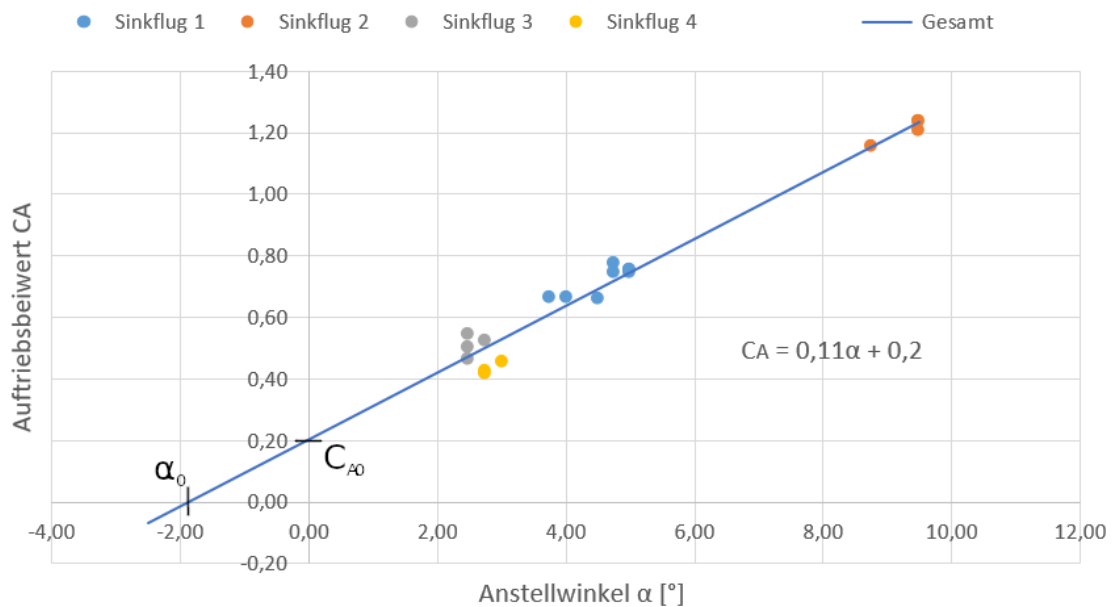
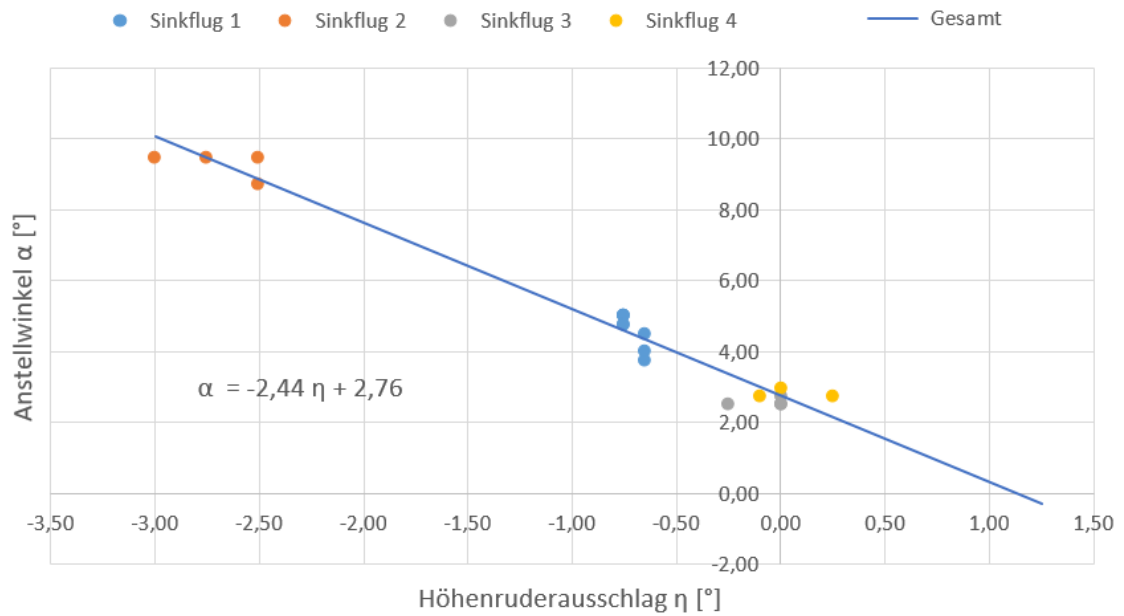
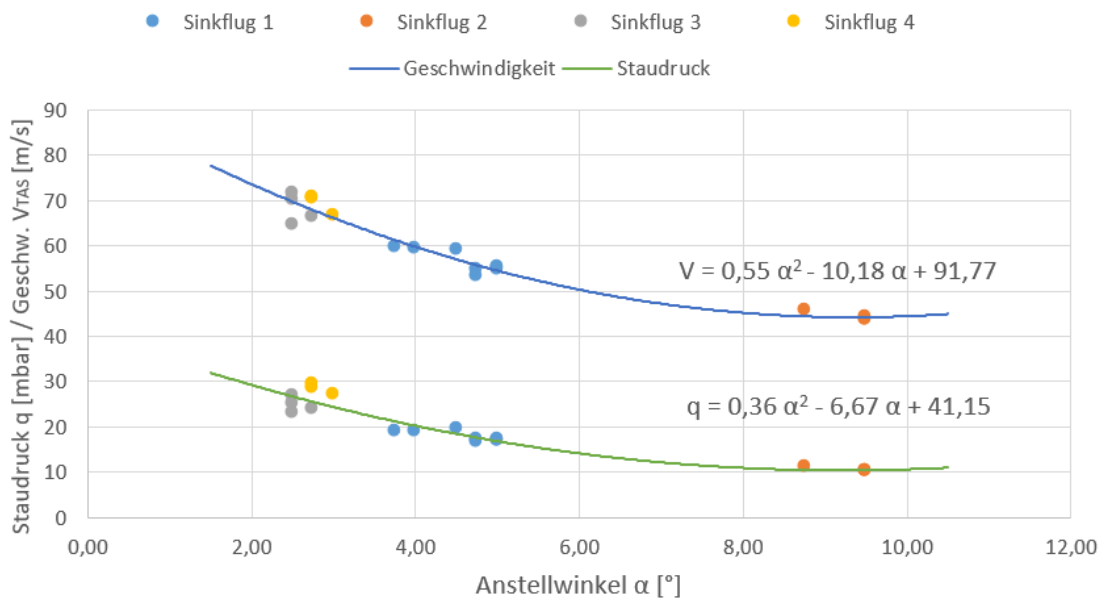
Abbildung 6.2.: Do 128-6 - Widerstand W über True Airspeed V_{TAS} 

Abbildung 6.3.: Do 28 - Inverse Lilienthalpolare

Abbildung 6.4.: Do 28 - Widerstand W über True Airspeed V_{TAS} Abbildung 6.5.: Do 28 - Auftriebsbeiwert C_a über Anstellwinkel α

Abbildung 6.6.: Do 28 - Anstellwinkel α über Höhenruderausschlag η (Höhenruder-Trimmkurve)Abbildung 6.7.: Do 28 - Geschwindigkeit V_{TAS} und Staudruck q über Anstellwinkel α

7 Interpretation der Ergebnisse

7.1. Analyse durch Marco De Gaetano

7.1.1. Höhenruder-Trimmkurve

Abbildung 6.6 zeigt den Anstellwinkel α über dem Höhenruderausschlag η der DO 28. Da der Anstellwinkel in diesem Fall nach unten hin positiv definiert war, ergibt sich die Höhenruder-Trimmkurve, durch lineare Regression der Strichproben, zu einer fallenden Geraden. Anhand der Regressionsformel lässt sich erkennen, dass bei Neutralstellung des Höhenruders ($\eta = 0^\circ$) der Anstellwinkel in etwa $2,75^\circ$ beträgt. Einen Anstellwinkel von 0° lässt sich durch einen Höhenruderausschlag von $1,13^\circ$ realisieren. Je größer also der Höhenruderausschlag ist, desto größer ist auch des Anstellwinkel, was sich mit der Theorie deckt.

7.1.2. Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

In Abbildung 6.5 ist der Auftriebsbeiwert C_A über dem Anstellwinkel α aufgetragen. Hier lässt sich ablesen, wie sich der Auftrieb in Abhängigkeit des Anstellwinkel verändert und ab welchem Anstellwinkel ein Strömungsabriss zu erwarten ist. Da der maximale Auftrieb kurz vor dem Strömungsabriss liegt und dieses Szenario nicht geflogen wurden kann man hier nur den linearen Teil der Kurve betrachten und keine Aussage über $C_{A_{max}}$ treffen.

Wie auch zuvor wurde eine lineare Regression durchgeführt, welche zu einer steigenden Geraden mit einem y-Achsenabschnitt von 0,2 führt. Daran ist zu erkennen, dass bei neutralem Anstellwinkel ($\alpha = 0^\circ$) der Auftriebsbeiwert $C_{A0} = 0,2$ entspricht. Durch einfaches Umstellung der Regressionsformel kann der Anstellwinkel ermittelt werden, bei dem kein Auftrieb mehr erzeugt wird. Bei $C_A = 0$ entspricht dieser Winkel $\alpha_0 = -1,81^\circ$.

Die Allgemeine Formel für den Auftriebsbeiwert lautet: $C_A(\alpha) = C_{A\alpha}(\alpha - \alpha_0) = C_{A\alpha}\alpha - \alpha_0 C_{A\alpha}$. Durch Koeffizientenvergleich kann der Auftriebsanstieg $C_{A\alpha} = 0,11$ ermittelt werden.

7.1.3. LILIENTHAL-Polare

DO 128-6 Um die Lilienthal-Polare für die DO 128-6 zu erstellen wurde eine quadratische Regression verwendet. Vergleicht man die Regressionsformel mit der Formel aus der Theorie könne die Parameter $k = 0,0228$, $b = 0,0041$ & $C_{W0} = 0,056$ einfach abgelesen werden. In der Abbildung 6.1 ist zusätzlich der Betriebszustand des besten Gleitens mit den Beiwerten $C_A^* \approx 1,64$ & $C_W^* \approx 0,12408$ eingetragen.

Die minimale reziproke Gleitzahl ergibt sich somit zu:

$$\varepsilon_{min} = \frac{C_W^*}{C_A^*} = 0,0775$$

Mit Hilfe der Streckung Λ , welche sich mit dem Quotient aus Spannweite b zum Quadrat durch Flügelfläche S berechnen lässt kann der Oswald-Faktor des Flügels bestimmt werden.

$$e = \frac{1}{k\pi\Lambda} = \frac{1}{0,0228 \cdot \pi \cdot 8,338} = 1,674$$

DO 28 Für die Auswertung der Lilienthal-Polare wird analog zur DO 128-6 vorgegangen. Die Ergebnisse seien hier kurz Zusammengefasst:

- $k = 0,1443$ $b = 0,1317$ $C_{W0} = 0,1087$
- $C_A^* \approx 0,89$ $C_W^* \approx 0,108$
- $\varepsilon_{min} = 0,1214$
- $\Lambda = 8,036$
- $e = 0,275$

7.1.4. Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

In Abbildung 6.2 und 6.4 ist für die DO 128-6 bzw. DO 28 der Widerstand über der realen Fluggeschwindigkeit aufgetragen. Durch eine quadratisch Regression lässt sich bei beiden Verläufen eine nach unten geöffnete Parabel erkennen. Da der Widerstand negativ definiert ist, kann durch das berechnen des Maximums der Zustand minimaler aerodynamischer Verlustleistung bestimmt werden. Die dazugehörige Geschwindigkeit V_{opt} sowie der minimale Widerstand W_{min} sind in den jeweiligen Diagrammen eingezeichnet.

DO 128-6

$$W(V) = -2,0257V^2 + 161,15V - 6434,1$$

$$W'(V) = -4,0514V + 161,15 \stackrel{!}{=} 0$$

$$V_{opt} = \frac{-161,15}{-4,0514} = 39,78 \frac{m}{s}$$

$$W_{min} = W(V_{opt}) = -3227,54 N$$

DO 28 Analog zur DO 128-6

$$V_{opt} = 52,238 \frac{m}{s}$$

$$W_{min} = -4370,5 N$$

7.1.5. Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

Abbildung 6.7 zeigt die reale Fluggeschwindigkeit sowie den Staudruck als Funktion des Anstellwinkels. Beide Kurven sind quadratisch angenähert und beschreiben eine nach oben hin geöffnete Parabel. Mit steigendem Anstellwinkel fällt also der Staudruck und somit auch die Geschwindigkeit. Da $V_{TAS} = f(q, \rho)$ gilt, ist ein ähnlicher Verlauf beider Kurven zu erwarten.

7.2. Analyse durch Jens Karch

7.2.1. Höhenruder-Trimmkurve

Bei der Höhenruder-Trimmkurve in Abbildung 6.6 handelt es sich um den Anstellwinkel α , welcher über den Höhenruderausschlag η aufgetragen wird. Wie bei allen folgenden Plots, wurden auch von diesem nur eine Auswahl an den aus Kapitel 5 bekannten Ergebnissen für die graphische Auswertung heran gezogen, da einige Messpunkte unrealistische Ergebnisse liefern, welche die Regressionsqualität verschlechtern würden.

Offensichtlich ergibt sich für die Regressionslinie ein linearer Verlauf, welche mit folgender Formel angenähert werden kann.

$$\alpha(\eta) = -2,44\eta + 2,76 \quad (7.1)$$

Direkt ablesbar daraus ist der Y-Achsen Schnittpunkt bei $y = 2,76$. Dieser Wert entspricht dem Anstellwinkel in Grad, der sich einstellt, wenn das Höhenruder sich in Neutralstellung befindet. Der Nullpunkt kann durch einfache Mathematik zu $x = 1.13$ bestimmt werden, und beschreibt den Höhenruderausschlag in Grad, der einzustellen ist um einen Anstellwinkel von 0° zu erhalten. Generell handelt es sich bei der Kurve um eine Gerade mit negativer Steigung, was bedeutet, dass ein positiver Höhenruderausschlag eine Verringerung des Anstellwinkels zur Folge hat. Diese Ergebnisse decken sich gut mit der Theorie.

7.2.2. Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

Der Auftriebsbeiwert C_A über den Anstellwinkel α (Abbildung 6.5) wird auch „aufgelöste Polare“ genannt. An diesem Diagramm lässt sich ablesen wie sich der Auftrieb über den Anstellwinkel verändert, aber vor allem, ab welchem Anstellwinkel ein Strömungsabriss zu erwarten ist. Je höher der Anstellwinkel ist, desto näher kommt man dem Bereich des Strömungsabrisse. Die Kenntnis der Eigenschaften eines Flugzeugs hinsichtlich dieses kritischen Bereichs ist von äußerster Relevanz. In unserem Versuch kann diese Kurve, welche bei hohen Anstellwinkeln gewöhnlich nach unten abknickt (Strömungsabriss), allerdings nur in ihrem linearen Bereich angenähert werden, da uns nicht genügend Daten im hohen Anstellwinkelbereich zur Verfügung stehen um diesen ausreichend abbilden zu können. Dementsprechend ergibt sich der lineare Teil der aufgelösten Polare zu folgender Formel.

$$C_A(\alpha) = 0,11\alpha + 0,2 \quad (7.2)$$

Wieder kann hier der Y-Achsen Schnittpunkt bestimmt werden zu $y = 0,2$. Bei diesem Wert handelt es sich um den Auftriebsbeiwert bei keinem Anstellwinkel C_{A0} .

Allgemein folgt die Gleichung $C_A(\alpha)$ der folgenden Form.

$$C_A(\alpha) = C_{A\alpha}(\alpha - \alpha_0) = C_{A\alpha}\alpha - \alpha_0 C_{A\alpha} \quad (7.3)$$

Die übrigen zwei Parameter können so durch die Information dass es sich beim Nullauftriebsanstellwinkel α_0 um den Nullpunkt von Gleichung 7.11 handelt, sowie durch Koeffizientenvergleich dieser Gleichung mit der aus der Theorie bekannten Gleichung 7.10, ermittelt werden. Es ergibt sich:

$$\alpha_0 = -1.82^\circ \text{ \& } C_{A\alpha} = 0,11$$

7.2.3. LILIENTHAL-Polare

Es wurden insgesamt zwei LILIENTHAL-Polare erstellt. Einmal für das Versuchsflugzeug Do 128-6 in Abb. 6.1 und einmal für die Do 28 in Abb. 6.3.

Do 128-6

Für die Do 128-6 standen vier Messpunkte zur Verfügung um einen quadratischen Verlauf zu approximieren.

$$C_W = 0,0228C_A^2 + 0,0041C_A^2 + 0,056 \quad (7.4)$$

Aus dieser Polarengleichung lassen sich diverse charakteristische Leistungsgrößen eines Flugzeugs ablesen. Die Parameter $k = 0,0228$, $b = 0,0041$ & $C_{W0} = 0,056$ können direkt als Koeffizienten abgelesen werden. Weiterhin kann der Betriebspunkt des besten Gleitens bei $C_A^* \approx 1,64$ & $C_W^* \approx 0,12408$ grafisch bestimmt werden. Dazu gehört eine minimale reziproke Gleitzahl:

$$\epsilon_{min} = \frac{C_W^*}{C_A^*} = 0,0775 \quad (7.5)$$

Der Kehrwert dieser Zahl entspricht der besten Gleitzahl dieses Flugzeugs, welche also bei etwa **12,9** liegt. Aus einem Kilometer Höhe könnte das Flugzeug also theoretisch 12,9 km weit gleiten. Das entspricht einem Gleitwinkel von $\gamma = \arctan(-C_W^*/C_A^*) = -4,43^\circ$. Moderne Segelflugzeuge besitzen eine Gleitzahl von 40 und mehr, allerdings besitzen deren Profile eine deutlich höhere aerodynamische Güte. Für ein Motorflugzeug scheint diese Gleitzahl demnach durchaus realistisch, vielleicht sogar etwas zu gering, zu sein (zum Vergleich: ein kleinerer Motorflieger, die Ikarus C42, besitzt eine Gleitzahl von etwa 11 z

Weiterhin lässt sich nun der Oswald-Faktor e bestimmen, für den jedoch vorher die Streckung Λ des Profils nötig ist. Diese berechnet sich als Quotient von der Flügelspannweite b zum Quadrat durch die Flügelbezugsfläche S . Mit den Werten aus Tab. 3.1 ergibt sich dann $\Lambda = 8,338$. Jetzt lässt

sich der Oswald-Faktor durch folgende Gleichung bestimmen.

$$e = \frac{1}{k\pi\Lambda} = 1,674 \quad (7.6)$$

Dieser Wert kann nicht realistisch sein, da der Oswald-Faktor per Definition kleiner als eins sein muss. Möglicherweise liegt das an einer zu ungenauen Regressionskurve und dementsprechend einer Fehlbestimmung vom k-Faktor, der deutlich zu niedrig wirkt.

Do 28

Sehr analog wird mit der Do 28 umgegangen. Aus der Regressionsgleichung

$$C_W = 0,1443C_A^2 + 0,1317C_A + 0,1087 \quad (7.7)$$

Ergeben sich folgende Ergebnisse:

- $k = 0,1443 / b = 0,1317 / C_{W0} = 0,1087$
- $C_A^* \approx 0,89$ & $C_W^* \approx 0,108$
- $\epsilon_{min} = 0,12135$ & $\gamma = -6,9^\circ$
- $\Lambda = 8,036$
- $e = 0,2745$

Diese Werte scheinen zumindest realistischer zu sein, aber wieder erscheint der Oswald-Faktor etwas unstimmig, da er diesmal etwas zu klein zu sein scheint. Auch hier könnte das wieder an einer ungünstigen Auswahl der Stichproben aus den Do 28 Messschrieben und einer daraus resultierenden ungenauen Regressionskurve liegen.

7.2.4. Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

Diese Kurve beschreibt eine nach unten geöffnete Parabel im vierten Quadranten. Das bedeutet, dass eine positive Geschwindigkeit (x-Achse) zu einer negativen Widerstandskraft (y-Achse) führt. Da die Parabel nach unten geöffnet ist, existiert ein Maximum, für welchen gilt, dass die Widerstandskraft minimal wird. Um also die Parameter V_{opt} (die optimale Geschwindigkeit) bei minimalem Widerstand W_{min} zu finden, muss lediglich eine Extrempunkt Berechnung für die Regressionskurve durchgeführt werden.

$$W(V) = -2,0257V^2 + 161,15V - 6434,1$$

$$\frac{dW}{dV} = -4,0514V + 161,15 \stackrel{!}{=} 0$$

$$V_{opt} = \frac{-161,15}{-4,0514} = \underline{39,78m/s}$$

$$W_{min} = W(V_{opt}) = \underline{-3227,54N}$$

Do 28 (analog)

$$V_{opt} = \underline{52,238m/s}$$

$$W_{min} = \underline{-4370,5N}$$

7.2.5. Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

Im Diagramm für den Staudruck und die Fluggeschwindigkeit über den Anstellwinkel, Abb. 6.7, ist gut zu erkennen, dass beide Kurven mithilfe eines quadratischen Ansatzes angenähert wurden, wobei beide Datensätze in einer nach oben geöffneten Parabel resultieren. Folgende Regressionsgleichungen wurden dabei ermittelt.

$$V_{TAS} = 0,55\alpha^2 - 10,18\alpha + 91,77$$

$$q = 0,36\alpha^2 - 6,67\alpha + 41,15$$

Um theoretisch einen Bezug zwischen Anstellwinkel und Geschwindigkeit bzw. Staudruck zu ermitteln, kann die Auftriebsgleichung und die Grundgleichung für den Auftriebsbeiwert genutzt werden:

$$A = q \cdot C_A \cdot S \Leftrightarrow q = \frac{A}{C_A \cdot S} \quad (7.8)$$

$$q = \frac{A}{C_{A\alpha}(\alpha - \alpha_0) \cdot S}$$

Offensichtlich scheint q also antiproportional mit α in Beziehung zu stehen. Ersetzt man q durch $0,5\rho V^2$ lässt sich weiterhin zeigen dass V antiproportional zur Wurzel aus α ist. Unsere quadratische Näherung sollte in diesem kleinen Arbeitsbereich jedoch genau genug sein. Lediglich der in den Diagrammen zu erkennende leichte Anstieg von q und V ab etwa 9° ist nicht realistisch. Der reale Verlauf müsste monoton fallend sein.

7.3. Analyse durch Philip Margenfeld

7.3.1. Höhenruder-Trimmkurve

Die Höhenruder-Trimmkurve zeigt den Anstellwinkel α der Do 28 über den Klappenausschlag η des Höhenruders. Dargestellt ist dies in Abbildung 6.6. Ein negativer Klappenausschlag sorgt für ein Nickmoment um den Schwerpunkt der Do 28 führt damit zu einer Änderung des Anstellwinkels α . Abbildung 6.6 zeigt einen linear negativen Verlauf, der sich mit der Gleichung

$$\alpha(\eta) = -2,44\eta + 2,76 \quad (7.9)$$

darstellen lässt. Für einen Höhenruderausschlag von 0° nimmt das Flugzeug einen Anstellwinkel von $2,76^\circ$ an. Ein Anstellwinkel von 0° lässt sich bei einem η von $1,13^\circ$ erreichen. Je negativer der Höhenruderausschlag ist, desto größer wird der Anstellwinkel.

7.3.2. Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

Abbildung 6.5 zeigt den Auftriebsbeiwert C_a über dem Anstellwinkel α der Do 28. Dieser lässt sich allgemein durch die Formel

$$C_A(\alpha) = C_{A\alpha}(\alpha - \alpha_0) \quad (7.10)$$

beschreiben. Im Fall der Do 28 lautet die Formel:

$$C_A(\alpha) = 0,11\alpha + 0,2 \quad (7.11)$$

α_0 beschreibt den Nullauftriebswinkel, den Winkel, bei dem das Flugzeug keinen Auftrieb mehr erzeugt. Dieser liegt bei der Do 28 bei $\alpha_0 = -1,81^\circ$. C_{A0} gibt den Auftriebsbeiwert an, welcher bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ vorherrscht. Dieser beläuft sich bei der Do 28 auf einen Wert von $C_{A0} = 0,2$. Die Regression zeigt für die Do 28 nur den linearen Abschnitt. In der Theorie verläuft der Auftrieb über den Anstellwinkel zunächst auch linear, bis ein Höhepunkt erreicht wird worauf der Auftrieb anschließend sinkt und kurz darauf aufgrund von ablösender Strömung zusammen bricht. Dieser maximale Auftriebsbereich fehlt aufgrund von nicht vorliegenden Messdaten im Grenzbereich des Flugzeugs.

7.3.3. LILIENTHAL-Polare

Die Lilienthal Polare wurde sowohl für Do 128-6 (Abbildung 6.1), als auch für die Do 28 (Abbildung 6.3) erstellt. Sie zeigt den Zusammenhang zwischen Auftriebsbeiwert und Widerstandsbeiwert eines Flugzeuges über alle Flugzustände auf. Beschreiben lässt sich die Lilienthal Polare am Besten durch einen quadratischen Ansatz.

$$C_W = C_{W0} + k_1 C_A + k_2 C_A^2 \quad (7.12)$$

Legt man eine Tangente vom Ursprung an die Polare an, so lässt sich ϵ_{min} ablesen. Dies ist die minimale reziproke Gleitzahl des Flugzeugs. Nimmt man den Kehrwert von ϵ_{min} ergibt sich die

Gleitzahl des Flugzeuges. Sie sagt aus, welche Strecke das Flugzeug im besten Gleiten in einem Höhenintervall zurück legen kann.

$$\epsilon_{min} = \frac{C_W^*}{C_A^*} \quad (7.13)$$

Do 128-6:

Für die Do 128-6 ergibt sich für C_W folgende Gleichung:

$$C_W = 0,0228C_A^2 + 0,0041C_A^2 + 0,056 \quad (7.14)$$

und für die reziproke Gleitzahl ϵ_{min}

$$\epsilon_{min} = \frac{C_W^*}{C_A^*} = 0,0775 \quad (7.15)$$

Do 28:

Analog gilt für die Do 28:

$$C_W = 0,1443C_A^2 + 0,1317C_A + 0,1087 \quad (7.16)$$

$$\epsilon_{min} = \frac{C_W^*}{C_A^*} = 0,12135 \quad (7.17)$$

Es lässt sich erkennen, dass Die Do 128-6 eine um etwa 56 % bessere Gleitzahl hat, als die Do 28. Beide scheinen jedoch vergleichsweise niedrig. Je steiler die Polare verläuft, desto besser ist Das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand.

7.3.4. Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

Für die Do 128-6 ist in Abbildung 6.2 und für die Do 28 in Abbildung 6.4 der Widerstand über der wahren Fluggeschwindigkeit dargestellt. Die Kurve zeigt den Verlauf einer nach unten geöffneten Parabel mit einem Maximum bei (W_{min} / V_{opt}). Dies bedeutet, es gibt eine Geschwindigkeit, bei der Das Flugzeug einen minimalen Widerstand aufweist. Dieser minimale Widerstand liegt erstaunlicherweise nicht bei minimaler Geschwindigkeit vor, sondern bei einer leicht höheren, bis er mit weiter steigender Geschwindigkeit quadratisch zunimmt.

Diese Polare lässt sich für die Do 128-6 durch

$$W(V) = -2,0257V^2 + 161,15V - 6434,1 \quad (7.18)$$

und für die Do 28 durch

$$W(V) = -5,09V^2 + 531,78V - 18260 \quad (7.19)$$

beschreiben. Es ergeben sich für beide Flugzeuge optimale Betriebspunkte bei Do 128-6: $V_{opt} = 39,78 \text{ m/s}$ / $W_{min} = -3227,54 \text{ N}$ und Do 28: $V_{opt} = 52,238 \text{ m/s}$ / $W_{min} = -4370,5 \text{ N}$.

7.3.5. Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

Abbildung 6.7 zeigt die wahre Geschwindigkeit und den Staudruck der Do 28 über den Anstellwinkel α . Über den Zusammenhang

$$q = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \quad (7.20)$$

geht die Geschwindigkeit quadratisch in den Staudruck ein. Die Regressionen der beiden Kurven wurden mit einem quadratischen Ansatz durchgeführt und ergaben folgende Gleichungen:

$$V = 0,55\alpha^2 - 10,18\alpha + 91,77 \quad (7.21)$$

$$q = 0,36\alpha^2 - 6,67\alpha + 41,15 \quad (7.22)$$

Durch den quadratischen Verlauf lässt sich erkennen, dass bei größeren Fluggeschwindigkeiten und Staudrücken nur kleine Anstellwinkel geflogen werden können. Je langsamer man fliegt, desto größere Anstellwinkel kann man fliegen. Dies entspricht der Theorie, da bei hohen Fluggeschwindigkeiten und großen Anstellwinkeln die Gefahr des Strömungsabrisses besteht.

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 allein stehende 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 Diskussion des Versuches

8.1. Diskussion von Marco

8.2. Diskussion von Jens

In diesem Labor haben wir gelernt, wie wir mit einer großen Menge an Daten arbeiten und diese möglichst effizient darstellen können. Gerade das Erstellen von Diagrammen hat einige Schwierigkeiten bereitet, welche dazu führten, dass wir deutlich mehr Zeit brauchten als ursprünglich eingeplant. So sind gewisse Fehler erst sehr spät aufgefallen, sodass diverse Diagramme immer wieder neu erstellt und daraufhin auch die Interpretationen leicht angepasst werden mussten. Dadurch haben wir jedoch intensiv den Umgang mit Plot-Programmen, aber vor allen Dingen auch das be- und umrechnen von aerodynamischen Größen gelernt. Gerade letzteres hat noch einmal das theoretische Wissen aus vergangenen Semestern gestützt und erweitert.

Eine große Herausforderung war auch das Einschätzen der Validität von Daten. Viele Datensätze mussten von uns ignoriert werden, um ein möglichst konsistentes Ergebnis zu erhalten. Hierbei war es jedoch schwierig eine klare Grenze zu ziehen ab der man Werte als „Ausreißer“ ansieht und ignoriert.

Das Ziel war es letztlich aerodynamische Größen im Flugversuch zu ermitteln und auszuwerten, was uns zumindest in Ansätzen gelungen ist. Klar ist, dass die ermittelten Diagramme sicherlich nicht der Realität entsprechen. Dazu fehlte es an genaueren Daten und einer größeren Menge von Messdaten. Viel wichtiger ist jedoch, dass wir gelernt haben solche Kennwerte zu bestimmen und darzustellen, auch wenn uns möglicherweise Fehler und Ungenauigkeiten unterlaufen sind.

Auftretende Fehler

Bereits während des Versuches treten diverse Fehler auf, die auf ungenaue Messanzeigen oder auch das ungenaue Ablesen von Messanzeigen basieren. Als Beispiel sei hier die Temperaturmessung erwähnt: Allen voran besitzen Temperaturmesser eine hohe Zeitkonstante. Es dauert als schon recht lange, bis eine sich ändernde Temperatur auch tatsächlich auf dem Messgerät angezeigt wird. Bis nun auch noch der Protokollant die Temperatur von einer relativ ungenauen Skala abliest und niederschreibt vergeht wieder Zeit, was zu einem ungenauen Ergebnis beiträgt.

Auch im Verlauf des Auswertens der Daten treten jedoch Fehler auf. Bei der Do 28 war es zum Beispiel sehr unpräzise die Daten aus den gedruckten Messschrieben abzulesen. Ein Zugriff auf die Rohdaten hätte diesen Fehler minimieren können. Auch beim Berechnen und Umrechnen pflanzen sich Fehler unter anderem durch Runden von Zwischenergebnissen, aber auch durch vereinfachte Berechnungsformeln fort (als Beispiel sei hier die vereinfachende Annahme einer isobaren Zustandsänderung bei der Berechnung von Atmosphärendaten erwähnt).

All diese Fehler sorgen zum Schluss für ein ungenaues, vielleicht sogar unbrauchbares Ergebniss.

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 Wetterverhältnissen. 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

Literaturverzeichnis

- [1] Institut für Flugführung. *Skript: Versuch Flugmechanik zum Kompetenzfeldlabor der Luft- und Raumfahrttechnik*. Technische Universität Braunschweig, SS2019.
- [2] Institut für Flugführung. *Skript: Flugleistungen I*. Technische Universität Braunschweig, WS18/19.

A Anhang

A.1. Normatmosphäre (ISA)

H [m]	T [K]	T [°]	p [N/m ²]	ρ [kg/m ³]	H [m]	T [K]	T [°]	p [N/m ²]	ρ [kg/m ³]
0	288,15	15,0	1,01325 + 5	1,22500	15000	216,65	-56,5	1,20446 + 4	1,93675 - 1
400	285,55	12,4	9,66111 + 4	1,17864	15500	216,65	-56,5	1,11314 + 4	1,78991 - 1
800	282,95	9,8	9,20764 + 4	1,13364	16000	216,65	-56,5	1,02875 + 4	1,65421 - 1
1200	280,35	7,2	8,77156 + 4	1,08997	16500	216,65	-56,5	9,50752 + 4	1,52879 - 1
1600	277,75	4,6	8,35235 + 4	1,04759	17000	216,65	-56,5	8,78670 + 3	1,41288 - 1
2000	275,15	2,0	7,94952 + 4	1,00649	17500	216,65	-56,5	8,12057 + 3	1,30577 - 1
2400	272,55	-0,6	7,56257 + 4	9,66632 - 1	18000	216,65	-56,5	7,50486 + 3	1,20677 - 1
2800	269,95	-3,2	7,19101 + 4	9,27992 - 1	18500	216,65	-56,5	6,93587 + 3	1,11528 - 1
3200	267,35	-5,8	6,83437 + 4	8,90546 - 1	19000	216,65	-56,5	6,41002 + 3	1,03072 - 1
3600	264,75	-8,4	6,49219 + 4	8,54267 - 1	19500	216,65	-56,5	5,92404 + 3	9,52575 - 2
4000	262,15	-11	6,16402 + 4	8,19129 - 1	20000	216,65	-56,5	5,47490 + 3	8,80354 - 2
4400	259,55	-13,6	5,84941 + 4	7,85108 - 1	20500	217,15	-56	5,06020 + 3	8,11796 - 2
4800	256,95	-16,2	5,54794 + 4	7,52178 - 1	21000	217,65	-55,5	4,67782 + 3	7,48729 - 2
5200	254,35	-18,8	5,25917 + 4	7,20316 - 1	21500	218,15	-55	4,32512 + 3	6,90689 - 2
5600	251,75	-21,4	4,98269 + 4	6,89497 - 1	22000	218,65	-54,5	3,99973 + 3	6,37267 - 2
6000	249,15	-24	4,71810 + 4	6,59697 - 1	22500	219,15	-54	3,69948 + 3	5,88084 - 2
6400	246,55	-26,6	4,46500 + 4	6,30892 - 1	23000	219,65	-53,5	3,42238 + 3	5,42796 - 2
6800	243,95	-29,2	4,22302 + 4	6,03059 - 1	23500	220,15	-53	3,16660 + 3	5,01088 - 2
7200	241,35	-31,8	3,99176 + 4	5,76176 - 1	24000	220,65	-52,5	2,93045 + 3	4,62668 - 2
7600	238,75	-34,4	3,77087 + 4	5,50220 - 1	24500	221,15	-52	2,71238 + 3	4,27271 - 2
8000	236,15	-37	3,55998 + 4	5,25167 - 1	25000	221,65	-51,5	2,51098 + 3	3,94653 - 2
8400	233,55	-39,6	3,35874 + 4	5,00997 - 1	25500	222,15	-51	2,32494 + 3	3,64590 - 2
8800	230,95	-42,2	3,16682 + 4	4,77687 - 1	26000	222,65	-50,5	2,15306 + 3	3,36878 - 2
9200	228,35	-44,8	2,98387 + 4	4,55216 - 1	26500	223,15	-50	1,99422 + 3	3,11327 - 2
9600	225,75	-47,4	2,80958 + 4	4,33562 - 1	27000	223,65	-49,5	1,84743 + 3	2,87765 - 2
10000	223,15	-50	2,64362 + 4	4,12706 - 1	27500	224,15	-49	1,71172 + 3	2,66032 - 2
10400	220,55	-52,6	2,48570 + 4	3,92626 - 1	28000	224,65	-48,5	1,58626 + 3	2,45985 - 2
10800	217,95	-55,2	2,33550 + 4	3,73302 - 1	28500	225,15	-48	1,47024 + 3	2,27484 - 2
11000	216,65	-56,5	2,26320 + 4	3,63918 - 1	29000	225,65	-47,5	1,36294 + 3	2,10417 - 2
11500	216,65	-56,5	2,09162 + 4	3,36328 - 1	29500	226,15	-47	1,26368 + 3	1,94661 - 2
12000	216,65	-56,5	1,93304 + 4	3,10829 - 1	30000	226,65	-46,5	1,17184 + 3	1,80116 - 2
12500	216,65	-56,5	1,78648 + 4	2,87263 - 1	30500	227,15	-46	1,08686 + 3	1,66687 - 2
13000	216,65	-56,5	1,65104 + 4	2,65484 - 1	31000	227,65	-45,5	1,00821 + 3	1,54285 - 2
13500	216,65	-56,5	1,52587 + 4	2,45356 - 1	31500	228,15	-45	9,35406 + 3	1,42830 - 2
14000	216,65	-56,5	1,41018 + 4	2,26754 - 1	32000	228,65	-44,5	8,68001 + 3	1,32248 - 2
14500	216,65	-56,5	1,30327 + 4	2,09563 - 1					

Abbildung A.1.: Auszug aus der ICAO Normatmosphäre [2]

A.2. Originale Versuchsprotokolle aus Do 128-6 Versuch

A.3. Messschriebe aus Do 28 Versuch