



Technische
Universität
Braunschweig



Laborbericht

Ermittlung Aerodynamischer Größen im Flugversuch mit der Do 128-6

Marco De Gaetano
Jens Karch
Philip Margenfeld
Kilian Schultz
Wentao Wu

Matr.Nr.: 4813585
Matr.Nr.: 4790996
Matr.Nr.: 4791034
Matr.Nr.: 4510545
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 (Do 28)	7
5 Auswertung der Messdaten	10
5.1 Do 128-6 (eigener Flugversuch)	10
5.2 Do 28 (Messschriebe)	10
6 Darstellung der Ergebnisse	11
7 Interpretation der Ergebnisse	12
7.1 Analyse durch Marco De Gaetano	12
7.2 Analyse durch Jens Karch	13
7.3 Analyse durch Philip Margenfeld	14
7.4 Analyse durch Kilian Schultz	15
7.5 Analyse durch Wentao Wu	16
8 Fazit und Fehlerdiskussion	17
8.1 Marco	17
8.2 Jens	17
8.3 Philip	17
8.4 Kilian	17
8.5 Wentao	17
Literaturverzeichnis	18

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
-----	----------------------------------	---

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
5.1	Umrechnungstabelle auf SI Basiseinheiten	10

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 zeigt unsere ermittelten Messdaten zu den Sinkflügen. Die Originalfassung unserer Protokolle kann zusätzlich auch im Anhang gefunden werden.

	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 / 37,65 kg	90 lbs / 40,82 kg
2	100 kt	1 min 08 s	12,0 °C	15,0 °C	107 lbs / 48,53 kg	113 lbs / 51,26 kg
3	120 kt	48 s	13,0 °C	16,0 °C	130 lbs / 58,97 kg	134 lbs / 60,78 kg
4	140 kt	31 s	13,0 °C	15,0 °C	148 lbs / 67,13 kg	150 lbs / 68,04 kg

Tabelle 3.2: Messergebnisse aus dem Flugversuch

Für die Umrechnung der in Pfund abgelesenen Verbrauchswerte in das Kilogramm, wurde dabei folgende Umrechnungsformel zugrunde gelegt.

$$m_{kg} = \frac{m_{lbs}}{2,205} \tag{3.1}$$

4 Massenabschätzung (Do 28)

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:

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

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

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

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

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

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

5 Auswertung der Messdaten

5.1 Do 128-6 (eigener Flugversuch)

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

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

Tabelle 5.1: Umrechnungstabelle auf SI Basiseinheiten

Da, bedingt durch das Wetter, am Versuchstag keine Standardatmosphärenbedingungen herrschen, 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. Beispielfür sei hier die Rechnung für den ersten Sinkflug gegeben:

Beispiel: 1. Sinkflug

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

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

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

$$T_{real,mittel} = \frac{12^{\circ}\text{C} + 14,5^{\circ}\text{C}}{2} = 13,25^{\circ}\text{C} = 286,4K \quad (5.4)$$

$$w_{g,real} = \frac{-304,8m}{98s} \cdot \frac{286,4K}{275,15K} = -3,24m/s \quad (5.5)$$

5.2 Do 28 (Messschriebe)

6 Darstellung der Ergebnisse

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

7.4.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

7.4.3 LILIENTHAL-Polare

7.4.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

7.4.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

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 Marco

8.2 Jens

8.3 Philip

8.4 Kilian

8.5 Wentao

Literaturverzeichnis

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