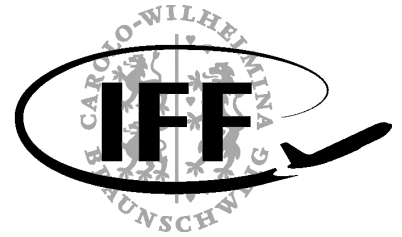




**Technische  
Universität  
Braunschweig**

**Institut für  
Flugführung**



## **Protokoll**

# **Flugversuch im Kompetenzfeldlabor der Luft- und Raumfahrttechnik**

**Alexander Göhmann**

**Matrikelnummer 4828693**

**Tim Gotzel**

**Matrikelnummer 4839608**

**Nico Hempen**

**Matrikelnummer 4753519**

**Finn Matz**

**Matrikelnummer 4810384**

**Viktor Rein**

**Matrikelnummer 4808490**

Ausgegeben: Institut für Flugführung  
Institutsleiter: Prof. Dr. P. Hecker  
Technische Universität Braunschweig

Betreuer: -  
Veröffentlichung: Datum

# Inhaltsverzeichnis

<b>Nomenklatur</b>	<b>1</b>
<b>1 Einleitung (VR)</b>	<b>2</b>
<b>2 Theoretische Grundlagen (NH)(FM)</b>	<b>3</b>
2.1 Luftdichte $\rho$	3
2.2 Wahre Fluggeschwindigkeit $V_{TAS}$	3
2.3 Auftriebsbeiwert $C_A$	4
2.4 Widerstandsbeiwert $C_W$	4
2.5 Minimaler Widerstand $W_{min}$	5
2.6 Optimale Fluggeschwindigkeit $V_{opt}$	5
<b>3 Versuchsdurchführung (TG)</b>	<b>6</b>
<b>4 Massenabschätzung (AG)</b>	<b>8</b>
<b>5 Auswertung und Umrechnung der Messdaten</b>	<b>10</b>
<b>6 Darstellung der Ergebnisse</b>	<b>12</b>
6.1 Daten zum Flugversuch der DO-128	12
6.1.1 Auftriebsbeiwert $C_A$ über Widerstandsbeiwert $C_W$	12
6.1.2 Widerstand $W$ über Fluggeschwindigkeit $V$	13
6.2 Daten zum Flugversuch der DO-28	14
6.2.1 Anstellwinkel $\alpha$ über Bahnneigungswinkel $\eta$	14
6.2.2 Auftriebsbeiwert $C_A$ über Anstellwinkel $\alpha$	14
6.2.3 Auftriebsbeiwert $C_A$ über Widerstandsbeiwert $C_W$	15
6.2.4 Widerstand $W$ über Fluggeschwindigkeit $V$	15
6.2.5 Fluggeschwindigkeit $V$ und Staudruck $q$ über Anstellwinkel $\alpha$	16
<b>7 Interpretation der Ergebnisse (NH)</b>	<b>17</b>
7.1 Höhenruder Trimmkurve	17
7.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	17
7.3 Lilienthal-Polare	18
7.3.1 DO-128	18
7.3.2 DO-28	18
7.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit	19
7.4.1 DO-128	19
7.4.2 DO-28	19
7.5 Staudruck über Anstellwinkel	20
7.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	20
7.7 Diskussion des Gesamtversuches	20
<b>8 Interpretation der Ergebnisse (FM)</b>	<b>21</b>
8.1 Höhenruder Trimmkurve	21
8.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	21
8.3 Lilienthal-Polare	21
8.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit	21
8.5 Staudruck über Anstellwinkel	21
8.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	21

<b>9</b>	<b>Interpretation der Ergebnisse (TG)</b>	<b>22</b>
9.1	Höhenruder Trimmkurve . . . . .	22
9.2	Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel . . . . .	22
9.3	Lilienthal-Polare . . . . .	23
9.4	Widerstand über Fluggeschwindigkeit . . . . .	24
9.5	Staudruck und Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel . . . . .	24
<b>10</b>	<b>Interpretation der Ergebnisse (AG)</b>	<b>26</b>
10.1	Höhenruder Trimmkurve . . . . .	26
10.2	Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel . . . . .	26
10.3	Lilienthal-Polare . . . . .	26
10.4	Widerstand über Fluggeschwindigkeit . . . . .	26
10.5	Staudruck über Anstellwinkel . . . . .	26
10.6	Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel . . . . .	26

# Nomenklatur

## Lateinische Bezeichnungen

## Griechische Bezeichnungen

$\beta$  Winkel in Umfangsrichtung

## Indizes

$ax$  in axiale Richtung

## Abkürzungen

$CFD$  Computational Fluid Dynamics

# Kapitel 1

## Einleitung (VR)

tbd

Name	Initialen
Nico Hempen	NH
Tim Gotzel	TG
Finn Matz	FM
Alexander Göhmann	AG
Viktor Rein	VR

**Tabelle 1.1:** Initialen der beteiligten Personen

## Kapitel 2

# Theoretische Grundlagen (NH)(FM)

### 2.1 Luftdichte $\rho$

Zur Bestimmung der real vorherrschenden Luftdichte in der gegebenen Höhe, wird unter der Annahme, dass Luft ein ideales Gas ist, diese Luftdichte mit der Idealen Gasgleichung definiert:

$$\rho_{real} = \frac{m}{V} = \frac{p}{R_{Luft} \cdot T} \quad (2.1)$$

Dabei kann  $R_{Luft} = 287.058 \text{ Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}$  gesetzt werden und der Luftdruck  $p$  in definierter Höhe über die Temperatur  $T$  mittels der Isentropenbeziehung berechnet werden:

$$p = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \cdot p_0 \quad (2.2)$$

Dabei gilt für die Standardbedingungen  $T_0 = 288.15 \text{ K}$  und  $p_0 = 101\,300 \text{ Pa}$ .

### 2.2 Wahre Fluggeschwindigkeit $V_{TAS}$

In den von uns aufgezeichneten Daten der DO-128, sowie in den bereitgestellten Daten der DO-28, liegt die Information der Fluggeschwindigkeit lediglich als *indicated airspeed* vor. Zur Bestimmung der nachfolgenden Beiwerte und Zusammenhänge zwischen den Kenngrößen ist jedoch die so genannte *true airspeed* von Bedeutung. Zur Bestimmung von  $V_{TAS}$  aus  $V_{IAS}$  wird folgende Formel verwendet?:

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{real}} \cdot V_{IAS}^2} \quad (2.3)$$

Dabei kann  $\rho_0$  als Luftdichte zu  $1.225 \text{ kgm}^{-3}$  gesetzt werden. Die Fluggeschwindigkeit  $V_{IAS}$

muss bei dem Flugversuch mit der DO-128 allerdings noch von  $kn$  in  $\frac{m}{s}$  umgerechnet werden:

$$V\left(\frac{m}{s}\right) = 0,51444 \cdot V(kn) \quad (2.4)$$

### 2.3 Auftriebsbeiwert $C_A$

Der Auftriebsbeiwert  $C_A$  kann per Definition mittels folgender Gleichung bestimmt werden?:

$$C_A = \frac{A}{\frac{\rho_{real}}{2} \cdot S \cdot V_{TAS}^2} \quad (2.5)$$

Darin kann der Auftrieb  $A$  über die Gewichtskraft  $G$  nach folgender Gleichung aufgestellt werden:

$$A = \cos(\gamma) \cdot G \quad (2.6)$$

Da der Bahnwinkel  $\gamma$  lediglich in der Messreihe für die DO-28 gegeben ist, muss dieser Wert für die Messreihe der DO-128 über die Sinkgeschwindigkeit  $w_{greal}$  und der Fluggeschwindigkeit  $V_{TAS}$  bestimmt werden:

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{w_{greal}}{V_{TAS}}\right) \quad (2.7)$$

Dabei wird die Sinkgeschwindigkeit  $w_{greal}$  bestimmt durch?:

$$w_{greal} = \frac{\Delta H_{INA}}{\Delta t} \cdot \frac{T_{real}}{T_{INA}} \quad (2.8)$$

Worin  $T_{INA}$  für die jeweiligen Höhen aus Tabellen bestimmt werden können und die übrigen Werte im Versuch aufgezeichnet wurden.

Die Flügelfläche  $S$  kann in Gleichung 2.5 durch die jeweiligen Daten der beiden Flugzeuge ersetzt werden.

### 2.4 Widerstandsbeiwert $C_W$

Ähnlich wie die Bestimmung des Auftriebsbeiwertes kann auch der Widerstandsbeiwert  $C_W$  bestimmt werden:

$$C_W = \frac{W}{\frac{\rho_{real}}{2} \cdot S \cdot V_{TAS}^2} \quad (2.9)$$

Der einzige Unterschied zu  $C_A$  besteht in der Verwendung vom Widerstand  $W$  statt des Auftriebs  $A$  in dieser Gleichung. Dieser kann über die selbe Beziehung wie in Gleichung 2.6 bestimmt werden:

$$W = \sin(\gamma) \cdot G \quad (2.10)$$

Dabei kann der Bahnneigungswinkel  $\gamma$  ebenfalls mit Gleichung 2.7 berechnet werden.

## 2.5 Minimaler Widerstand $W_{min}$

Durch auftragen des Auftriebsbeiwertes  $C_A$  über den Widerstandsbeiwert  $C_W$  lassen sich der zum einen der Nullwiderstandsbeiwert  $C_{W0}$  und zum anderen die beste Gleitzahl  $C_A^*$  bestimmen.  $C_{W0}$  ist der Widerstandsbeiwert beim Nullauftrieb, also bei  $C_A = 0$ .  $C_A^*$  erhält man durch anlegen einer Tangente, die durch den Ursprung geht. Der Berührungspunkt dieser Tangente mit der Polaren, ist der Punkt des besten Gleitens. Aus diesen beiden Kennwerten lässt sich der Minimale Widerstand  $W_{min}$  bestimmen:

$$W_{min} = \frac{2 \cdot C_{W0} \cdot G}{C_A^*} \quad (2.11)$$

## 2.6 Optimale Fluggeschwindigkeit $V_{opt}$

Mit dem bestimmten  $C_A^*$  lässt sich zusätzlich die optimale Fluggeschwindigkeit bestimmen, also die Geschwindigkeit, bei der der Widerstand am geringsten ist

$$V_{opt} = \sqrt{\frac{G}{\frac{\rho}{2} \cdot S \cdot C_A^*}} \quad (2.12)$$



## Kapitel 3

# Versuchsdurchführung (TG)

In diesem Kapitel wird die Versuchsdurchführung für den Flug mit der DO128 der Technischen Universität Braunschweig beschrieben.

Der Flug wurde am 20.05.2019 mit 6 Mann Besatzung durchgeführt und dauerte 20 Minuten. Die vorherrschenden Umweltparameter am Boden wurden notiert und sind in Tabelle 3.1 festgehalten.

Datum	20.05.2019
Beginn Flug	9:47
Ende Flug	10:10
Besatzung (Masse)	461 kg
Höhenmessereinstellung	1013,25 hPa QNH
Rüstmasse	1388 kg
Kraftstoffmasse am Boden	1361 lbs
Wetter	sonnig, leichte Quellwolken
Temperatur	19 °C
Wind	5 kn / 060
Druck (Platzhöhe)	1004 hPa

**Tabelle 3.1:** Parameter am Versuchstag

Nach dem Einstellen des Höhenmessers auf QNH startete die DO 128 und nahm ihre Zielhöhe knapp über 4000 ft ein. Für die Versuche wurden 4 Sinkflüge bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten (80 kn, 100 kn, 120 kn, 140 kn) absolviert. Dabei beschleunigte der Pilot das Flugzeug auf die Sollgeschwindigkeit. Beim Erreichen der 4000 ft Marke stoppte der Copilot die Zeit die benötigt wurde, um 1000 ft zu sinken, mit der Stoppuhr. Dabei wurden am Ende und am Anfang die Temperaturen und die verbrauchte Treibstoffmasse auf der 4000 ft Marke und auf der 3000 ft Marke von dem Copiloten abgelesen. Alle relevanten Daten wurden vom Copiloten per Mikro an die Besatzung weitergegeben, welche diese in die vorbereiteten Versuchsprotokolle notierte. Die Werte sind in Tabelle 5.1 zu sehen. Nachdem ein Sinkflug absolviert war, stieg die DO 128 wieder auf knapp über 4000 ft und ein erneuter Sinkflug wurde eingeleitet.

Sinkflug	1	2	3	4
$H_A$ [ft]	4000	4000	4000	4000
$H_E$ [ft]	3000	3000	3000	3000
$T_A$ °C	12	12	12	12
$T_E$ °C	13	13	13	13
$V_{IAS}$ [kn]	80	100	120	140
$m_a$ [lbs]	237	262	284	304
$m_e$ [lbs]	244	267	288	306
$\Delta t$ [s]	95	67	48	31

**Tabelle 3.2:** Versuchsdaten

Bei dem Sinkflug handelte es sich um einen Gleiten bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten. Die Propeller der DO-128 lieferten nur so viel Schub, um die Verluste zu kompensieren, die sie selber erzeugten.

# Kapitel 4

## Massenabschätzung (AG)

Die Masse eines Flugzeugs ändert sich durch den Treibstoffverbrauch kontinuierlich während des Fluges. Für die Berechnung der Flugzeugkennwerte ist es wichtig das genaue Flugzeuggewicht zu kennen. Nachfolgend soll die Masse der beiden Flugzeuge Do 28 und Do 128 zu Beginn und Ende jedes Sinkfluges auf Basis der Aufzeichnungen berechnet werden.

### Do 28

Bei der Do 28 wurde von einem konstanten Spritverbrauch für den gesamten Flug ausgegangen. In der Realität verbraucht das Flugzeug bei den Steigflügen mehr Kraftstoff als bei den Sinkflügen. Es war bekannt das die Versuche bei einem Füllstand von 70% starteten und bei 50% Füllstand endeten.

Maximaler Tankinhalt der Do 28: 822 l

Bei einer Kraftstoffdichte von  $0,72 \text{ kgl}^{-1}$  entspricht das  $822 \text{ l} * 0,72 \text{ kgl}^{-1} = 591,84 \text{ kg}$

Beginn bei 70% Tankinhalt:  $591,84 \text{ kg} * 0,7 = 414,29 \text{ kg} = m_b$

Ende bei 50% Tankinhalt:  $591,84 \text{ kg} * 0,5 = 295,92 \text{ kg} = m_e$

Die Kraftstoffmasse wurde dann mit einer linearen Interpolation

$$m = m_b + \left( \frac{m_e - m_b}{t_e - t_b} \right) * (t - t_b)$$

berechnet. ( $t_b = 0 \text{ s}$ ;  $t_e = 1860 \text{ s}$ )

Für die Gesamtmasse wurden die Rüstmasse des Flugzeugs von 2936 kg, die Masse der Besatzung mit 346 kg und die berechnete Kraftstoffmasse addiert.

Do 28	1. Sinkflug		2. Sinkflug		3. Sinkflug		4. Sinkflug	
	Beginn	Ende	Beginn	Ende	Beginn	Ende	Beginn	Ende
Zeit t in s	60	300	600	920	1210	1500	1760	1860
Kraftstoffmasse in kg	410,47	395,20	376,10	355,74	337,29	318,83	302,28	295,92
Gesamtmasse in kg	3692,47	3677,20	3658,10	3637,74	3619,29	3600,83	3584,28	3577,92

### Do 128

Bei der Do 128 wurde vor und nach jedem Sinkflug der bis zu diesem Zeitpunkt verbrauchte Kraftstoff erfasst. Die Werte wurden in lbs gemessen und nachträglich in kg umgerechnet.

$$m_{[lbs]} * 0,4536 = m_{[kg]}$$

Beim ersten Start befanden sich 617,34 kg Kerosin im Flugzeug, für die Kraftstoffmasse wurde der bis zu einem Zeitpunkt verbrauchte Kraftstoff von der Startmenge subtrahiert.

Bei dem Flugversuch wurde vom Piloten eine Rüstmasse von 1388 kg angegeben. Dieser Wert

ist zu niedrig. Im Skript ist ein Wert von 3080 kg angegeben, dieser kann abhängig von den verbauten Messinstrumenten abweichen, aber nicht in einem so großen Maß. In Rücksprache mit einer anderen Gruppe konnten wir feststellen, dass vermutlich ein Zahlendreher vorliegt. Dessen Rüstmasse lag bei 3188 kg, diese ist deutlich plausibler und wird bei den Berechnungen verwendet. Für die Gesamtmasse werden die Rüstmasse und die Masse der Besatzung von 461 kg mit der berechneten Kraftstoffmasse addiert.

Do 128 $m_r = 1388 \text{ kg}$	1. Sinkflug		2. Sinkflug		3. Sinkflug		4. Sinkflug	
	Beginn	Ende	Beginn	Ende	Beginn	Ende	Beginn	Ende
Verbraucht lbs	237	244	262	267	284	288	304	306
Verbraucht kg	107,50	110,68	118,84	121,11	128,82	130,63	137,89	138,80
Kraftstoff total	509,84	506,66	498,50	496,23	488,52	486,71	479,45	478,54
Gesamt kg	2358,84	2355,66	2347,50	2345,23	2337,52	2335,71	2328,45	2327,54

Do 128 $m_r = 3188 \text{ kg}$	1. Sinkflug		2. Sinkflug		3. Sinkflug		4. Sinkflug	
	Beginn	Ende	Beginn	Ende	Beginn	Ende	Beginn	Ende
Verbraucht lbs	237	244	262	267	284	288	304	306
Verbraucht kg	107,50	110,68	118,84	121,11	128,82	130,63	137,89	138,80
Kraftstoff total	509,84	506,66	498,50	496,23	488,52	486,71	479,45	478,54
Gesamt kg	4158,84	4155,66	4147,50	4145,23	4137,52	4135,71	4128,45	4127,54

## Kapitel 5

# Auswertung und Umrechnung der Messdaten

Messwerte vom Flugversuch mit der Do 128:

Do 128	1. Sinkflug	2. Sinkflug	3. Sinkflug	4. Sinkflug
$H_A$ [ft]	4000	4000	4000	4000
$H_E$ [ft]	3000	3000	3000	3000
$T_A$ [°C]	12	12	12	12
$T_E$ [°C]	13	13	13	13
$V_{IAS}$ [kn]	80	100	120	140
$m_a$ [lbs]	237	262	284	304
$m_e$ [lbs]	244	267	288	306
$\Delta t$ [s]	95	67	48	31

**Tabelle 5.1:** Versuchsdaten

Die Werte in der Tabelle werden nun so umgerechnet das sie für die folgenden Berechnungen verwendet werden können.

Umrechnen von Masse und Temperatur in SI-Einheiten:

$$T_{[^\circ\text{C}]} + 273,15 = T_{[K]}$$

$$m_{[lbs]} * 0,4536 = m_{[kg]}$$

Umrechnen von  $H_{INA}$  in  $H_{real}$ :

Berechnen des Luftdrucks:

$$p_A = \left(\frac{T_A}{T_B}\right)^{\frac{k}{k-1}} * p_0$$

Mit  $T_{Boden} = 292,15 \text{ K}$ ;  $k = 1,4$ ;  $p_0 = 100400 \text{ Pa}$ .

Berechnen der Luftdichte:

$$\rho_{real} = \frac{p_A}{R * T_A}$$

Mit  $R = 287,058 \text{ Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}$ .

Berechnen der tatsächlich Höhe:

$$H_{real} = H_{INA} * \left(\frac{\rho_{INA}}{\rho_{real}}\right)$$

Mit  $\rho_{INA} = 1,225 \text{ kgm}^{-3}$  und den gemessenen Höhen in Metern, umgerechnet mit  $H_{[ft]} * 0,3048 = H_{[m]}$ .

Die Umrechnung von  $V_{IAS_{[kn]}}$  in  $V_{TAS_{[ms^{-1}]}}$  wird in den theoretischen Grundlagen 2 erklärt.

Umgerechnete Messwerte:

Do 128 [SI]	1. Sinkflug	2. Sinkflug	3. Sinkflug	4. Sinkflug
$H_{real_A} [m]$	1325,2	1325,2	1325,2	1325,2
$H_{real_E} [m]$	985,2	985,2	985,2	985,2
$T_A [K]$	285,15	285,15	285,15	285,15
$T_E [K]$	286,15	286,15	286,15	286,15
$V_{TAS} [ms^{-1}]$	42,82	53,52	64,23	74,93
$m_a [kg]$	107,50	118,84	128,82	137,89
$m_e [kg]$	110,68	121,11	130,63	138,80
$\Delta t [s]$	95	67	48	31

**Tabelle 5.2:** Versuchsdaten in SI-Einheiten

Daten aus der Messreihe der Do 28:

Der Staudruck wurde mit  $q_{[mBar]} * 100 = q_{[Pa]}$  umgerechnet.

Do 28	1. Sinkflug		2. Sinkflug			3. Sinkflug		4. Sinkflug
Nummer	1	2	3	4	5	6	7	8
$H_A [m]$	1250	875	1900	1375	1000	1525	700	1250
$H_E [m]$	1000	775	1500	1150	750	875	500	850
$q [pa]$ (gemittelt)	19500	16900	13300	10500	7600	24000	7000	28000
$\alpha [^\circ]$ (gemittelt)	4,0	5,0	7,8	9,8	15	3	17,9	2,75
$\eta [^\circ]$ (gemittelt)	-0,6	-0,7	-2,5	-3,1	-8,1	0	-10,5	0,25
$t [s]$	53	83	63	56	80	101	55	30

**Tabelle 5.3:** Messreihe Do 28

# Kapitel 6

## Darstellung der Ergebnisse

### 6.1 Daten zum Flugversuch der DO-128

#### 6.1.1 Auftriebsbeiwert $C_A$ über Widerstandsbeiwert $C_W$

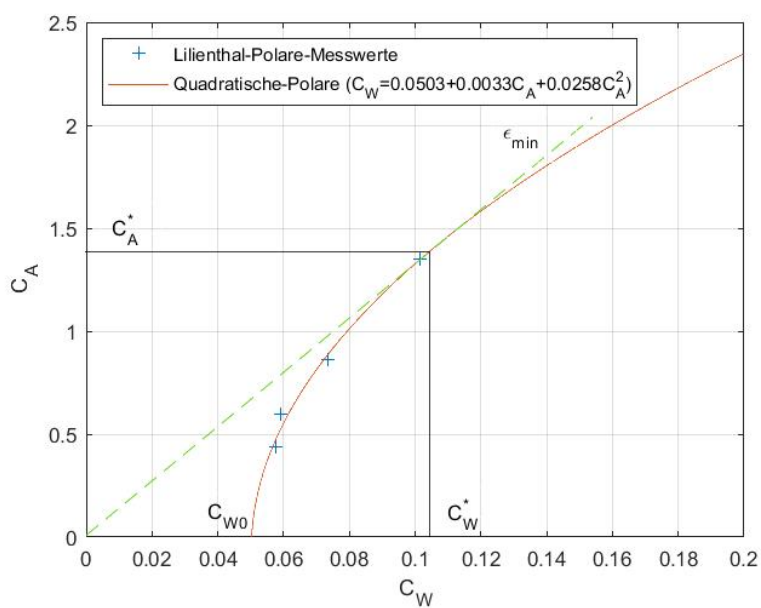
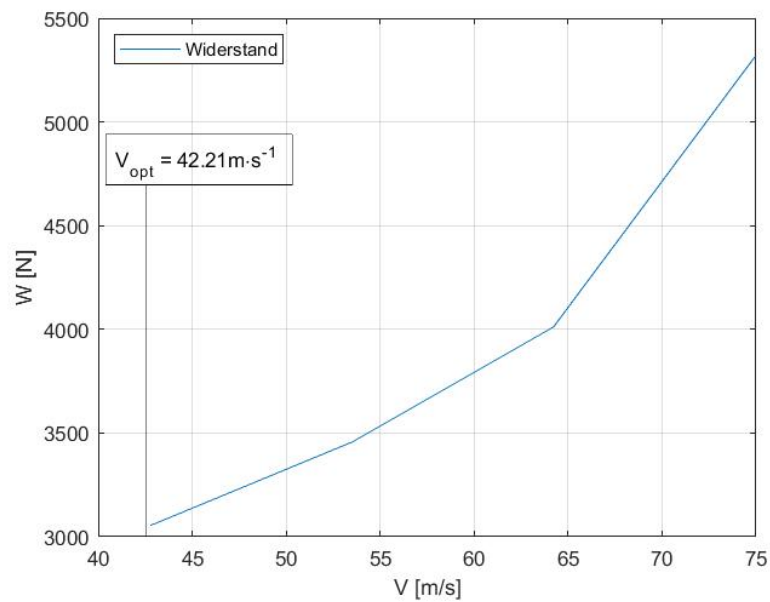


Abb. 6.1:  $C_A$  über  $C_W$  der DO-128

### 6.1.2 Widerstand $W$ über Fluggeschwindigkeit $V$



**Abb. 6.2:**  $W$  über  $V$  der DO-128

Die optimale Fluggeschwindigkeit  $V_{opt}$  wurde, wie auch der minimale Widerstand  $W_{min}$  (Im Graph nicht zu sehen), mittels der beiden Gleichungen 2.12 und 2.11 definiert. Dazu wurde die Masse bzw. die Gewichtskraft  $G$  des Flugzeugs, sowie die Dichte  $\rho$  über die vier Flugabschnitte zu 4142 kg bzw. 40633 N und  $1,13 \text{ kg m}^{-3}$  gemittelt.



## 6.2 Daten zum Flugversuch der DO-28

### 6.2.1 Anstellwinkel $\alpha$ über Bahnneigungswinkel $\eta$

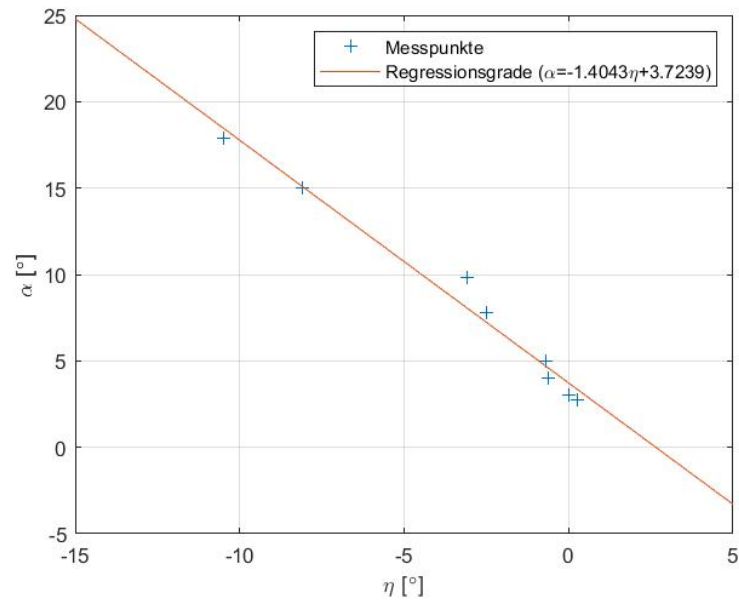


Abb. 6.3:  $\alpha$  über  $\eta$  der DO-28

### 6.2.2 Auftriebsbeiwert $C_A$ über Anstellwinkel $\alpha$

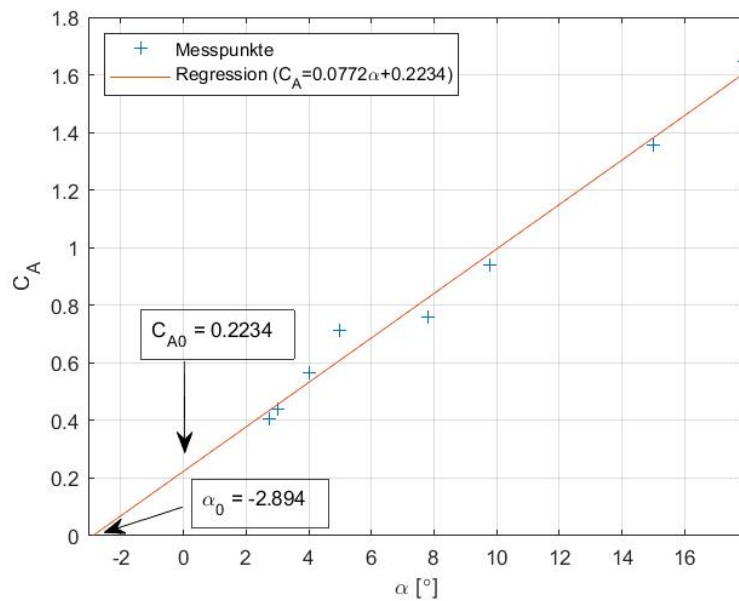


Abb. 6.4:  $C_A$  über  $\alpha$  der DO-28

### 6.2.3 Auftriebsbeiwert $C_A$ über Widerstandsbeiwert $C_W$

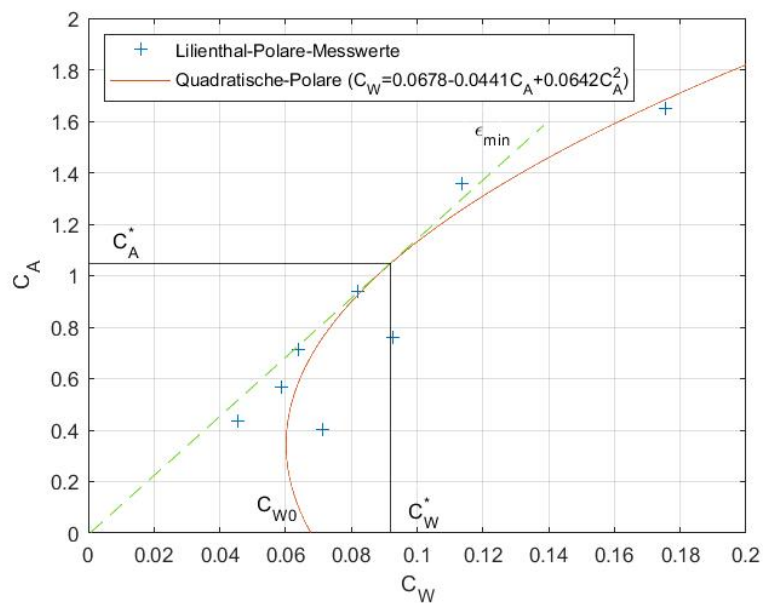


Abb. 6.5:  $C_A$  über  $C_W$  der DO-28

### 6.2.4 Widerstand $W$ über Fluggeschwindigkeit $V$

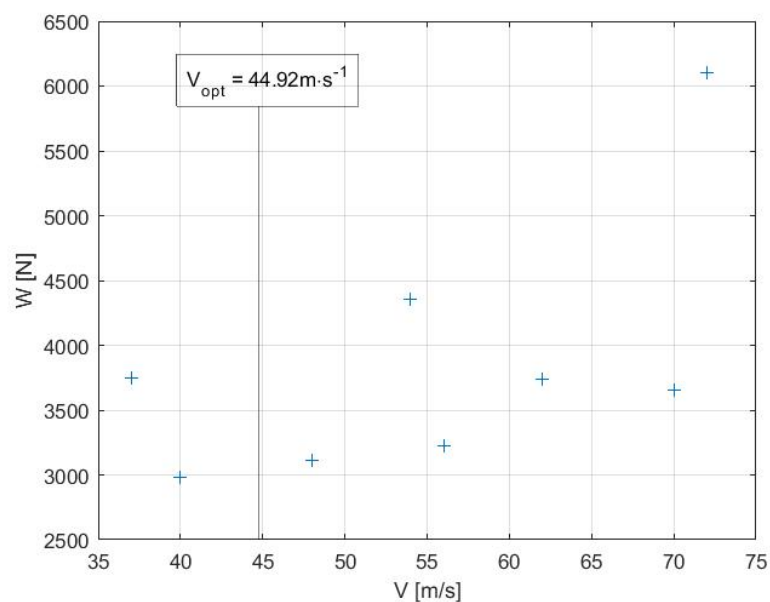


Abb. 6.6:  $W$  über  $V$  der DO-28

Äquivalent zu Abschnitt 6.1.2 wurde hier  $V_{opt}$  und  $W_{min}$  mittels der Gleichungen 2.12 und 2.11 bestimmt. Dabei wurde  $G$  und  $\rho$  aus den 8 Flugabschnitten gemittelt zu 35 728 N und  $1,21 \text{ kg m}^{-3}$ .

### 6.2.5 Fluggeschwindigkeit $V$ und Staudruck $q$ über Anstellwinkel $\alpha$

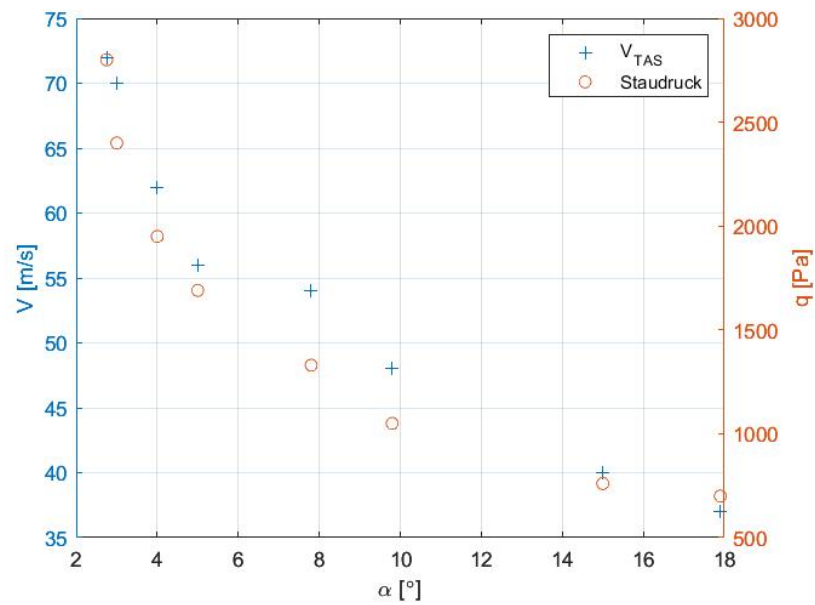


Abb. 6.7:  $V$  und  $q$  über  $\alpha$  der DO-28

# Kapitel 7

## Interpretation der Ergebnisse (NH)

### 7.1 Höhenruder Trimmkurve

Im Flugversuch der DO-28 konnten der Anstellwinkel  $\alpha$ , sowie der Trimmwinkel  $\eta$  aufgezeichnet werden. Zur Darstellung wurden, nach Selektion der 8 Flugabschnitte, die Werte von  $\alpha$  aufgrund der Trimmung  $\eta$  aufgetragen. Dabei ist in dem Graph 6.3 gut zu erkennen, dass die Wertepaare in guter Näherung in einer Flucht liegen. Zur Veranschaulichung wurde dazu noch eine Regression geplottet, die diesen ersten Eindruck untermauert.

Es ergibt sich eine negative Steigung der Regressions-Gerade von 1.4. Bei der Trimmung von  $0^\circ$  ergibt sich aus der Regression ein entstehender Anstellwinkel  $\alpha$  von  $3.7^\circ$ . So folgt daraus, dass bei einer Trimmung von  $2.7^\circ$  der Anstellwinkel Null beträgt. Im Vergleich zu der Theorie zeigt sich ein sehr realistischer Verlauf der Trimmkurve, bei der es keine nennenswerten Abweichungen der Messpunkte von der Regressions-Geraden gibt.

### 7.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel

Im Plot 6.4, in dem  $C_A$  über  $\alpha$  aufgeführt ist, kann ebenfalls ein Verhalten der Messpunkte bilanziert werden, wie bei der Trimmkurve. Die Messpunkte weisen ein linear steigendes Verhalten auf, was mit der Theorie übereinstimmend ist. Dazu ist auch hier eine lineare Regression durchgeführt worden, um dies zu stützen. Dabei stellt sich eine Gerade ein, deren Steigung bei 0.0772 liegt. Dieser Wert stellt gleichzeitig das Derivat  $C_{A\alpha}$  bzw. den Auftriebsanstieg dar. Infolge der Regression kann der Auftriebsbeiwert bei einem Anstellwinkel von  $0^\circ$  als  $C_{A0}$  sowie der Nullauftriebswinkel  $\alpha_0$  mit 0.22 bzw.  $-2.89$  bestimmt werden.

Der Graph spiegelt somit den allgemeingültige Zusammenhang zwischen Anstellwinkel und Auftriebsbeiwert wieder. Dabei hat  $\alpha$  per Definition und nach Abgleich mit dem Graphen einen Haupteinfluss auf den Auftriebsbeiwert. Dabei stellt sich für kleine Anstellwinkel wie erhofft ein linearer Verlauf ein ?.

## 7.3 Lilienthal-Polare

### 7.3.1 DO-128

Im Graphen 6.1 sind Auftriebsbeiwerte  $C_A$  über Widerstandsbeiwerte  $C_W$  geplottet. Neben diesen Messwerten ist eine quadratische Polare berechnet worden, die die Flugzeugpolare darstellen soll. Deren Faktoren sind in der angefügten Legende ablesbar. Diese Polare stellt einen, im Vergleich zur Theorie, sinnvollen Graphen dar. Sie hat für kleine  $C_A$  eine zunächst sehr steile Steigung, die mit steigendem  $C_A$  quadratisch abnimmt.

Mittels des Schnittpunktes dieser Regression kann der Nullwiderstand  $C_{W0}$  mit einem Wert von 0,05 definiert werden. Damit liegt dieser Kennwert in einem realistischen Bereich für ein Flugzeug. Neben dieser Kenngröße können mittels der Tangente vom Ursprung an die Regressionsgerade die minimale reziproke Gleitzahl  $\epsilon_{min}$ ,  $C_A^*$  und  $C_W^*$  bestimmt werden. Nach Ablesen dieser Werte mit  $C_A^* = 1,39$  und  $C_W^* = 0,15$  ergibt sich ein  $\epsilon_{min}$  von 0,1. Auch dieser Wert kann dabei als realistisch betrachtet werden. Bei der berechneten minimalen reziproken Gleitzahl stellt sich ein Bahnneigungswinkel von  $\gamma = -6,2^\circ$  ein, der ebenfalls realen Werten für  $\gamma$  entspricht und über folgende Gleichung definiert ist:

$$\tan(\gamma) = -\frac{C_W}{C_A} \quad (7.1)$$

Ergänzend dazu können auch der **k**-Faktor, sowie die Oswald-Zahl  $e$  mittels folgender Gleichungen definiert werden:

$$C_{W_i} = \frac{C_A}{\pi \cdot \Lambda} \cdot \mathbf{k} = k * C_A, \quad \text{mit } \Lambda = 8,34 \quad (7.2)$$

und

$$e = \frac{1}{\mathbf{k}} \quad (7.3)$$

Dabei stellt  $k$  in Gleichung 7.2 den Vorfaktor des Polynoms 2. Grades der quadratischen Regression dar, der in unserem Fall 0,0258 beträgt. Dies stellt allerdings nur eine Näherung dar, da die Regression im Plot 6.1 auch ein lineares Polynom enthält. Nach Berechnung der Gleichungen ergibt sich für  $\mathbf{k}$  ein Wert von 0,676 und für  $e$  ein Wert von 1,5. Laut Definition ist jedoch der **k**-Faktor  $> 1$  und der Oswald-Faktor stets größer als 1.

Diese Unstimmigkeit ist mit hoher Wahrscheinlichkeit auf die quadratische Regression und die damit verbundene unpassende Steigung (hier: 0,0258) zurückzuführen.

### 7.3.2 DO-28

Bei der Flugzeugpolaren der DO-28 zeigt sich ein sehr ähnlicher Verlauf, wie bei der DO-128. Zu erkennen ist jedoch zunächst, dass die Messpunkte teilweise weit von der erstellten Regressions-

linie entfernt sind. Dies sorgt vermutlich auch für den eher bauchigen Verlauf der quadratischen Polaren. Somit ist ein  $C_{W0}$  zu verzeichnen, welches mit 0,068 verhältnismäßig groß ist.

Mittels der Tangente ergibt sich für die minimale reziproke Gleitzahl  $\epsilon_{min}$ , aus  $C_A^* = 1,05$  und  $C_W^* = 0,092$ , der Wert 0,09. Auch dieser Wert liegt in einer realistischen Größenordnung für diesen Kennwert.

Der zugehörige Bahnneigungswinkel  $\gamma$  hat dabei den Wert  $-5^\circ$  und liegt somit auch im üblichen Bereich.

Mittels der Regressionsformel kann ebenfalls der **k**-Faktor bestimmt werden, der in diesem Fall bei 1,6 liegt und somit größer als 1 ist (wie per Definition vorgegeben). Der zugehörige Oswald-Faktor  $e$  ergibt sich im Anschluss zu 0,6.

## 7.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit

### 7.4.1 DO-128

Im Graphen 6.2 ist der Widerstand  $W$  über die wahre Fluggeschwindigkeit  $V_{TAS}$  aufgetragen. Die ermittelten Messpunkte sind darin über eine Linie miteinander verbunden. Eine eindeutig steigende Tendenz des Widerstandes ist mit steigender Fluggeschwindigkeit  $V$  zu verzeichnen. Dies bildet den realen bzw. theoretischen Zusammenhang dieser beiden Größen korrekt ab. Dabei steigt der Widerstand in quadratischer Form mit der Fluggeschwindigkeit.

Zur Veranschaulichung der “optimalen“ Bedingungen bzw. Fluggeschwindigkeit, ist diese mittels Gleichung 2.12 berechnet worden und in dem Graphen markiert. Dabei ergibt sich für  $V_{opt}$  ein Wert von  $42,21 \text{ m s}^{-1}$ .

Mittels Gleichung 2.11 wurde ebenfalls der minimale Widerstand berechnet, der mit einem Wert von 2923,28 N nicht im Diagramm eingezeichnet ist. Angesichts des Verlaufs des Graphen stellt dieser Wert ein realistisches Ergebnis für diesen Kennwert dar.

### 7.4.2 DO-28

Bei dem Verlauf von  $W$  über  $V$  der DO-28 stellt sich ein etwas anderer Plot dar. Zu erkennen ist, dass die Messpunkte sehr durcheinander und in vertikaler Richtung sehr variabel auftreten. Trotzdem lässt sich tendenziell ein quadratisch ansteigender Verlauf aus dem Plot ableiten. Aufgrund der hohen Variation ist jedoch auf eine Messpunktverbindung verzichtet worden.

Auch hier ist  $V_{opt}$  sowie  $W_{min}$  mittels Gleichung 2.12 und 2.11 bestimmt worden. Dabei ergab sich für die optimale Fluggeschwindigkeit, die bei der minimalen reziproken Gleitzahl erreicht wird, der Wert  $44,92 \text{ m s}^{-1}$ .

Der minimale Widerstand ergab laut Berechnung ein Wert von 4678 N. Dieser liegt jedoch deutlich höher als schon gemessene Widerstandswerte, die im Plot zu erkennen sind. Aufgrund dieser Tatsache ist  $W_{min}$  nicht im Plot aufgeführt.

Ein entscheidender Grund für diese Abweichung ist mit hoher Wahrscheinlichkeit die schon erwähnte Flugzeugpolare, die aufgrund der Messpunkte ein bauchigen Verlauf zeigt. Dadurch steigt  $C_W$  für ein kleiner werdendes  $C_A$  ab ca.  $C_A = 0,35$ , bis  $C_{W0}$  an.

## 7.5 Staudruck über Anstellwinkel

Im Graphen 6.7 ist der Staudruck  $q$  über  $\alpha$  abgebildet. Dabei ist gut zu erkennen, dass mit sinkendem Anstellwinkel der Staudruck näherungsweise quadratisch steigt.

Ein Grund für dieses Phänomen ist, dass ein steigender Anstellwinkel eine Verlangsamung des Flugzeugs bzw. der Anströmgeschwindigkeit zur Folge hat. Ein weiterer weitaus unbedeutender Einflussfaktor ist die nicht frontale Anströmung auf das Pitotrohr infolge eines großen Anstellwinkels, wodurch der angezeigte Staudruck sinkt.

## 7.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel

Im selben Graphen des Staudrucks ist auch die wahre Fluggeschwindigkeit  $V_{TAS}$  über den Anstellwinkel  $\alpha$  abgebildet. Dabei ist schnell zu erkennen, dass die Messpunkte der Fluggeschwindigkeit mit geringen Abweichungen mit den Messpunkten des Staudrucks korrelieren.

Der Grund für dieses Phänomen ist der formelmäßige Zusammenhang bzw. die Tatsache, dass die angezeigte Fluggeschwindigkeit  $V_{IAS}$  aus dem Staudruck  $q$  berechnet wird. Dabei ergeben sich im Plot 6.7 lediglich kleine Abweichungen, da die angezeigte Fluggeschwindigkeit noch über die Dichte  $\rho$  der jeweiligen Höhe bereinigt wird.

## 7.7 Diskussion des Gesamtversuches

Der Versuch bzw. die Ermittlung der Kenngrößen und Messdaten haben im Allgemeinen zufriedenstellende Ergebnisse und Graphen ergeben. Allerdings sind in manchen Berechnungen und Graphen ein paar wenige Unstimmigkeiten aufgetreten, die mehrere Gründe haben.

Zum Einen kommt es infolge der Vielzahl an Rundungen, Ablesefehlern und Abschätzungen einiger Größen zu Abweichungen, die bei weiterer Verrechnung zu unrealistischen Ergebnissen führen können. Zum Anderen führen die Regressionen, die zur Bestimmung von Kenngrößen genutzt werden, zu unrealistischen Werten, insbesondere, wenn diese Regressionen bei Messwerten angewendet werden, die starke Ausreißer beinhalten.

Insgesamt konnte durch diesen Versuch jedoch eine realistische Abbildung bzw. Berechnung der Kenngrößen durchgeführt werden.

# Kapitel 8

## Interpretation der Ergebnisse (FM)

### 8.1 Höhenruder Trimmkurve

tbd

### 8.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel

tbd

### 8.3 Lilienthal-Polare

tbd

### 8.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit

tbd

### 8.5 Staudruck über Anstellwinkel

tbd

### 8.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel

tbd



## Kapitel 9

# Interpretation der Ergebnisse (TG)

Nachfolgend sollen die Daten, welche jeweils in den Flugversuchen mit den Flugzeugen DO-128 und DO-28 aufgenommen und in den Diagrammen in Abschnitt 6 dargestellt worden sind, interpretiert werden. Die Messpunkte in den Graphen der DO-128 resultieren aus den vier Abschnitten, welche erfolgen wurden. Für die Messschriebe der Flugversuche mit der DO-28 wurden für alle Versuchsschriebe identisch acht Flugabschnitte definiert (siehe Anhang). Alle Daten wurden anhand dieser ausgewertet. Bestimmend für die Flugabschnitte waren dabei zwei Aspekte: a) Höhe  $h$  abnehmend (Sinkflug) b) Bereich annähernd konstanter Geschwindigkeit  $v_{TAS}$ .

### 9.1 Höhenruder Trimmkurve

Aus den Versuchsschrieben der Kanäle 4 und 5 der DO-28 wurden die Werte der Anstellwinkel  $\alpha$  und der Trimmwinkel  $\eta$  für die acht Abschnitte jeweils gemittelt abgelesen. In dem Diagramm 6.3 sind die Werte für  $\alpha$  über  $\eta$  aufgetragen. Durch die Punkte wurde mittels linearer Regression eine Gerade gelegt. Die angewendete lineare Regressionsformel lautet  $\alpha = -1,4043 \cdot \eta + 3,7239$ .

Bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 0^\circ$  muss ein Trimmwinkel von  $\eta = 2,7^\circ$  eingestellt werden. Bei einem Trimmwinkel von  $\eta = 0^\circ$  nimmt der Anstellwinkel den Wert  $\alpha = 3,7239^\circ$  an.

An dem Graphen 6.3 erkennt man sehr gut, dass der Anstellwinkel  $\alpha$  und der Trimmwinkel  $\eta$  direkt linear voneinander abhängen. Mit stärkeren Ausschlägen des Ruders in negative Richtung steigt ebenfalls der Anstellwinkel proportional um den Faktor  $-1,4043$  an.

Vergleichend mit den Theoriewerten ist dies zu erwartendes Verhalten. Es gibt keine nennenswerten Abweichungen der Messpunkte von der Regressionsgerade.

### 9.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel

Der Anstellwinkel  $\alpha$  wurde in den Versuchsschrieben der DO-28 auf Kanal 4 aufgezeichnet und kann für die acht Abschnitte abgelesen werden.

Der Auftriebsbeiwert  $C_A$  kann gemäß Abschnitt 2.3 aus der Formel 2.5 bestimmt werden. Für die Berechnung gehen die Flügelfläche  $S$ , die Masse  $m$ , die Sinkgeschwindigkeit  $w_{r_{real}}$ , die Flug-

geschwindigkeit  $v_{TAS}$  und die Luftdichte  $\rho_{real}$  ein. Diese Werte können den Messchrieben entnommen werden.

Der Auftriebsbeiwert  $C_A$  wurde über den Anstellwinkel  $\alpha$  in Diagramm 6.4 aufgetragen. Dabei stellt sich ein linearer Zusammenhang ein, weswegen erneut eine lineare Regression mit der Geradengleichung  $C_A = 0,0772 \cdot \alpha + 0,2234$  angesetzt wurde. Diese Regression genügt für kleine Anstellwinkel der Gleichung

$$C_A = C_{A\alpha}(\alpha - \alpha_0) \quad (9.1)$$

Es ist erkennbar, dass bei steigendem Anstellwinkel  $\alpha$  auch der Auftriebsbeiwert  $C_A$  um den Faktor  $C_{A\alpha} = 0,0772$  ansteigt. Der Faktor  $C_{A\alpha}$  heißt Auftriebsanstieg oder Derivat und ist per Definition die Ableitung des Auftriebsbeiwerts nach dem Anstellwinkel  $C_{A\alpha} = \frac{dC_A}{d\alpha}$ .

Bei einem Nullanstellwinkel  $\alpha = 0^\circ$  nimmt der Auftriebsbeiwert den Wert  $C_{A0} = 0,2234$  an. Dass heißt, auch wenn der Flügel nicht angestellt ist, erzeugt er aufgrund seiner Profilgeometrie einen Auftrieb. Damit das Profil keinen Auftrieb mehr erzeugt, muss es um den Nullauftriebswinkel  $\alpha_0 = -2,894^\circ$  angestellt werden.

Bei größeren Anstellwinkeln würde die Kurve aufgrund von Strömungsabriss am Profil ab  $C_{Amax}$  nichtlinear stark fallen.

Dieser Graph entspricht der Theorie für kleine Anstellwinkel. Die aufgezeichneten Werte genügen dem erwarteten linearen Verlauf.

### 9.3 Lilienthal-Polare

Sowohl für die Flugversuche der DO-128 als auch die der DO-28 wurde in den Diagrammen 6.1 und 6.5 der Auftriebsbeiwert  $C_A$  über den Widerstandsbeiwert  $C_W$  aufgetragen. Weiterhin wurde mittels Polynomansatz zweiten Grades eine Regression durchgeführt und so die quadratische Polare nach folgendem Ansatz bestimmt:

$$C_W = C_{W0} + j \cdot C_A + k \cdot C_A^2 \quad (9.2)$$

Die Werte der Faktoren  $j$ ,  $k$  und der Wert  $C_{W0}$  für das jeweilige Flugzeug sind in der Legende der Diagramme vermerkt. Diese Polare wird als Lilienthal-Polare bezeichnet. Aus diesem Diagramm kann für verschiedene Bahnwinkel  $\gamma = \epsilon = -\frac{C_W}{C_A}$ , wobei  $\epsilon$  als reziproke Gleitzahl bezeichnet wird, die vorherrschenden Beiwerte ermittelt werden.

Weiterhin wurden in die beiden Diagramme jeweils eine Tangente vom Ursprung gelegt. Der Winkel dieser Tangente zur x-Achse ist die minimale reziproke Gleitzahl  $\epsilon_{min}$ . Am Berührungspunkt der Tangente mit der Lilienthal-Polare können die Beiwerte für das beste Gleiten abgelesen werden. Diese sind für die DO-128  $C_{A128}^* = 1,39$  sowie  $C_{W128}^* = 0,105$  und für die DO-28

$C_{A_{28}}^* = 1,045$  sowie  $C_{W_{28}}^* = 0,0916$ . In diesem Flugzustand, nimmt die reziproke Gleitzahl  $\epsilon$  den kleinsten Wert an und das Flugzeug gleitet am weitesten. Dies ist jedoch der Zustand, bei dem die Sinkgeschwindigkeit am geringsten ist. Das wird als Fahrt mit minimaler aerodynamischer Verlustleistung bezeichnet und ist bei  $C_W = 4 \cdot C_{W0}$  und  $C_{A_{wg,min}} = \sqrt{3} \cdot C_A^*$ . Das beste Gleiten findet jedoch bereits bei  $C_W^* = 2 \cdot C_{W0}$  statt. Der Wert  $C_{W0}$  wurde mittels Regression für die DO-128 zu  $C_{W0_{128}} = 0,05$  und für die DO-28 zu  $C_{W0_{28}} = 0,0684$  bestimmt.

Wie in dem Diagramm 6.1 zu erkennen ist, passt die Regression für die quadratische Polare der DO-128 sehr gut zu den Daten der ermittelten Beiwerte. In Diagramm 6.5 zeigt sich jedoch, dass die Regression der DO-28 nur unzureichend für die Daten der ermittelten Beiwerte passt.

## 9.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit

Für die DO-128 wurde der Widerstand  $W$  über die Fluggeschwindigkeit  $V_{TAS}$  in Diagramm 6.2 aufgetragen. Es ist zu sehen, dass bei steigender Fluggeschwindigkeit auch der Widerstand infolge von Reibungsverlusten steigt. Der Widerstand ist dabei eine Überlagerung des Nullwiderstandes  $W_0$ , welcher Widerstand durch Reibung und einer exponentiellen Funktion mit positiven Exponenten folgt und des Auftriebswiderstandes  $W_A$ , welcher infolge des Widerstandes induziert wird und einer exponentiellen Funktion mit negativen Exponenten folgt. Dieser Argumentation folgen, nimmt der Widerstand einen Minimalwert an, welcher definitionsgemäß bei  $V_{opt}$  liegt. Dieser minimale Widerstand stellt sich bei der minimalen reziproken Gleitzahl  $\epsilon_{min}$  ein, welche bereits in den Diagrammen der Lilienthal-Polare bestimmt wurde. Aus den Beiwerten der optimalen Gleitzahl kann nach Gleichung 2.12 die optimale Fluggeschwindigkeit für die DO-128 zu  $V_{opt_{128}} = 42,21 \frac{m}{s}$  und nach Gleichung 2.11 der minimale Widerstand zu  $W_{min_{128}} = 2636,3N$  bestimmt werden. Wie aus den Graph 6.2 jedoch ersichtlich ist, passen diese beiden Werte nicht zueinander. Grund hierfür könnte eine Abweichung des Punktes des besten Gleitens und damit der Beiwerte durch die angesetzte Regression der quadratischen Polare sein, wobei die Masse des Flugzeuges für den Punkt des besten Gleitens gemittelt werden musste.

Gleiches wurde mit den Daten der DO-28 in Diagramm 6.6 getan. Es ist zu sehen, dass sich daraus nur wage Rückschlüsse auf den Verlauf des Widerstandes  $W$  über der Fluggeschwindigkeit  $V_{TAS}$  ziehen lassen. Nach der Theorie, müssten die Punkte einen ähnlichen Verlauf wie in Diagramm 6.2 annehmen. Auch hier kann aus den Beiwerten der optimalen Gleitzahl kann nach Gleichung 2.12 die optimale Fluggeschwindigkeit für die DO-28 zu  $V_{opt_{28}} = 44,92 \frac{m}{s}$  und nach Gleichung 2.11 der minimale Widerstand zu  $W_{min_{28}} = 4678N$  bestimmt werden. Auch hier passen die Werte nicht gut aufeinander. Dies lässt schlussfolgern, dass auch hier die angesetzte Regression der quadratischen Polare in dem Diagramm 6.5 ungenau ist, womit der Punkt des besten Gleitens und dessen Beiwerte nur ungenau ermittelt werden können.

## 9.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel

Der Staudruck  $q$ , die Fluggeschwindigkeit  $V_{TAS}$  und der Anstellwinkel  $\alpha$  wurden in den Versuchsschrieben der DO-28 auf den Kanälen 2 und 4 aufgezeichnet und für die acht Bereiche ermittelt. In dem Diagramm 6.7 wurde der Staudruck  $q$  in Pa als rote Kreise und die Fluggeschwindigkeit

$V_{TAS}$  in  $\text{m s}^{-1}$  als blaue Kreuze über den Anstellwinkel  $\alpha$  aufgetragen.

$V_{TAS}$  und  $q$  zeigen einen ähnlichen Verlauf. Dies ist auch logisch, da der Staudruck von der Fluggeschwindigkeit abhängt und die Fluggeschwindigkeit daher aus dem Staudruck mit folgender Gleichung berechnet werden kann:

$$V_{TAS} = \sqrt{2 \cdot \frac{q}{\rho}} \quad (9.3)$$

Je steiler der Anstellwinkel  $\alpha$  ist, desto langsamer fliegt das Flugzeug,  $V_{TAS}$  sinkt und desto geringer ist der Staudruck  $q$ . Dieses Verhalten kann man sehr gut an dem Graphen 6.7 erkennen.

# Kapitel 10

## Interpretation der Ergebnisse (AG)

### 10.1 Höhenruder Trimmkurve

tbd

### 10.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel

tbd

### 10.3 Lilienthal-Polare

tbd

### 10.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit

tbd

### 10.5 Staudruck über Anstellwinkel

tbd

### 10.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel

tbd

