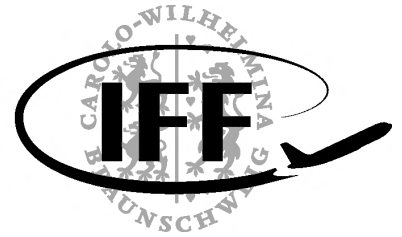




**Institut für  
Flugführung**



## **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 . . . . .	22
9.4	Widerstand über Fluggeschwindigkeit . . . . .	22
9.5	Staudruck über Anstellwinkel . . . . .	22
9.6	Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel . . . . .	22
<b>10</b>	<b>Interpretation der Ergebnisse (AG)</b>	<b>23</b>
10.1	Höhenruder Trimmkurve . . . . .	23
10.2	Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel . . . . .	23
10.3	Lilienthal-Polare . . . . .	23
10.4	Widerstand über Fluggeschwindigkeit . . . . .	23
10.5	Staudruck über Anstellwinkel . . . . .	23
10.6	Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel . . . . .	23

# 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

## 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

Umrechnen der Messwerte in SI-Einheiten:

$$H_{[ft]} * 0,3048 = H_{[m]}$$

$$T_{[°C]} + 273,15 = T_{[K]}$$

$$V_{[kn]} * 0,5144 = V_{[ms^{-1}]}$$

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

Messwerte umgerechnet in SI-Einheiten:

Daten aus der Messreihe der Do 28:

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

Do 128 [SI]	1. Sinkflug	2. Sinkflug	3. Sinkflug	4. Sinkflug
$H_A$ [m]	1219,2	1219,2	1219,2	1219,2
$H_E$ [m]	914,4	914,4	914,4	914,4
$T_A$ [K]	285,15	285,15	285,15	285,15
$T_E$ [K]	286,15	286,15	286,15	286,15
$V_{IAS}$ [ $ms^{-1}$ ]	41,16	51,44	61,73	72,02
$m_a$ [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

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
$\alpha$ [°] (gemittelt)	4,0	5,0	7,8	9,8	15	3	17,9	2,75
$\eta$ [°] (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 $C_W$

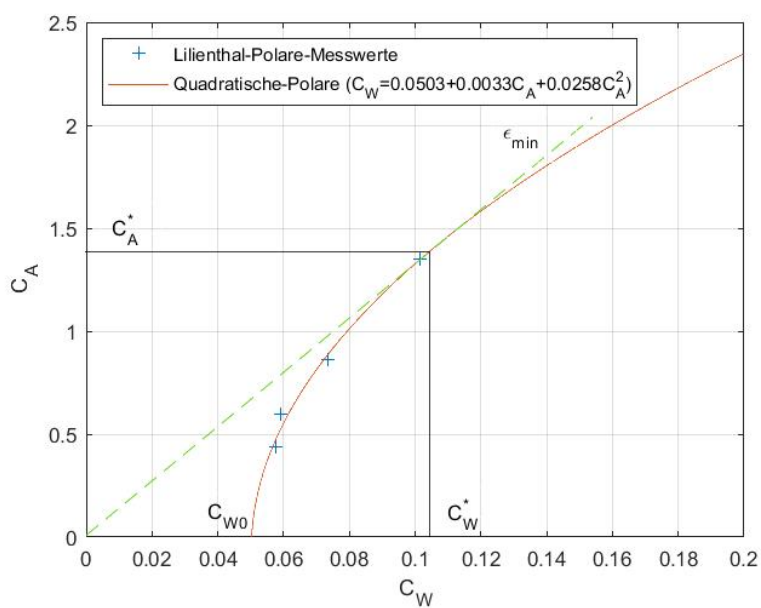
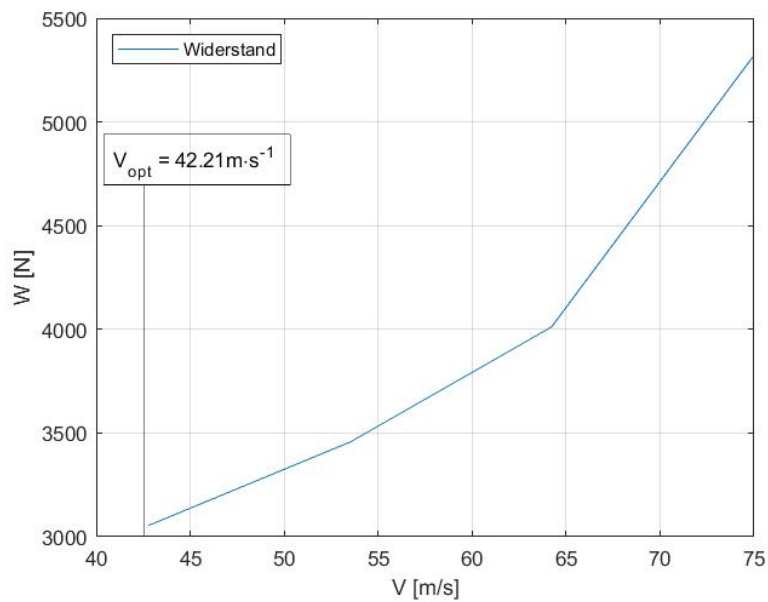


Abb. 6.1:  $C_A$  über  $C_W$  der DO-128

### 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 $\eta$

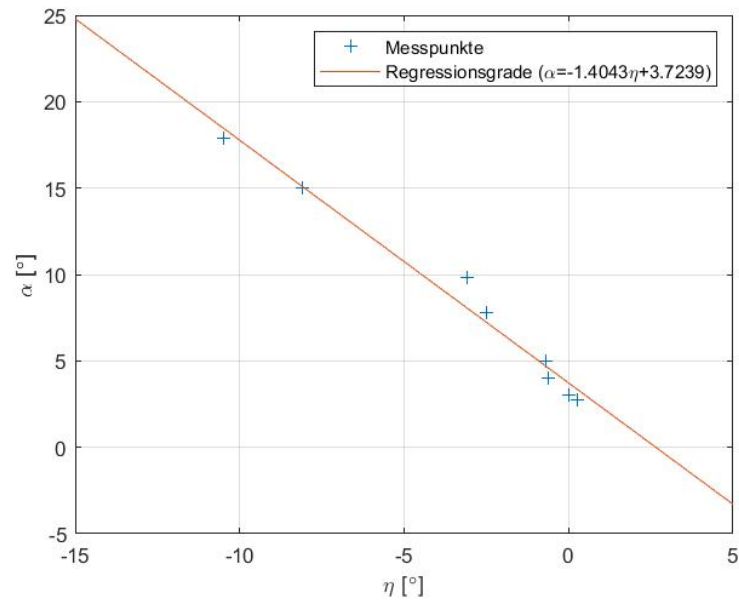


Abb. 6.3:  $\alpha$  über  $\eta$  der DO-28

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

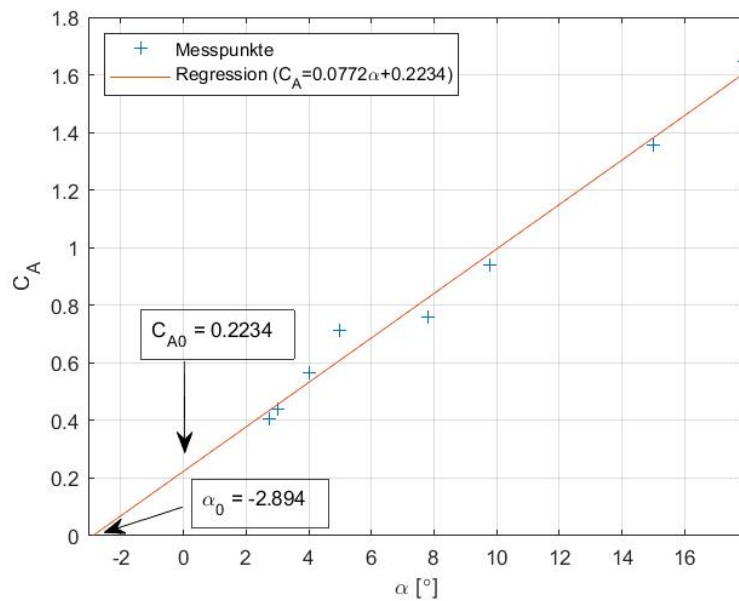


Abb. 6.4:  $C_A$  über  $\alpha$  der DO-28

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

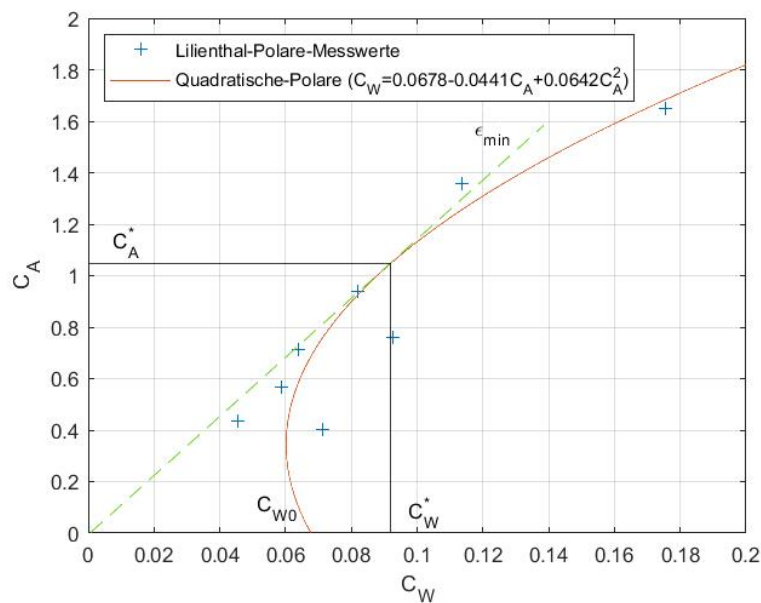


Abb. 6.5:  $C_A$  über  $C_W$  der DO-28

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

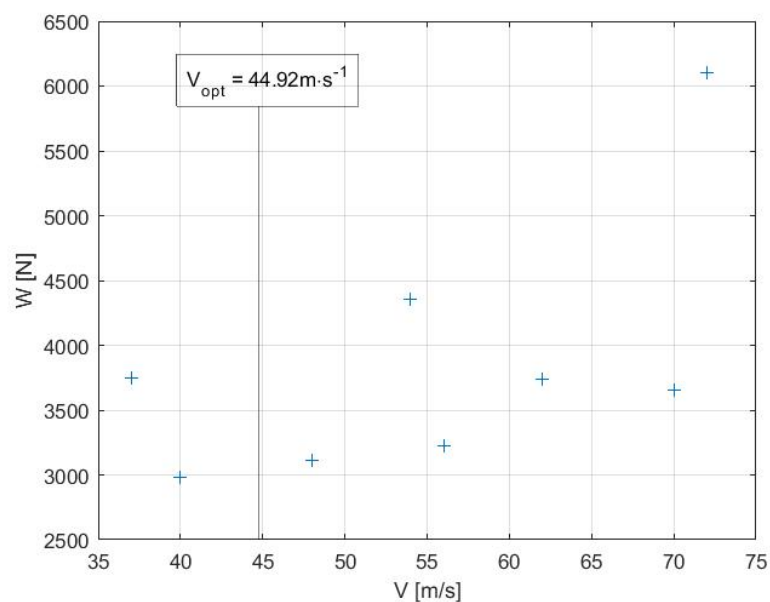


Abb. 6.6:  $W$  über  $V$  der DO-28

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 $\alpha$

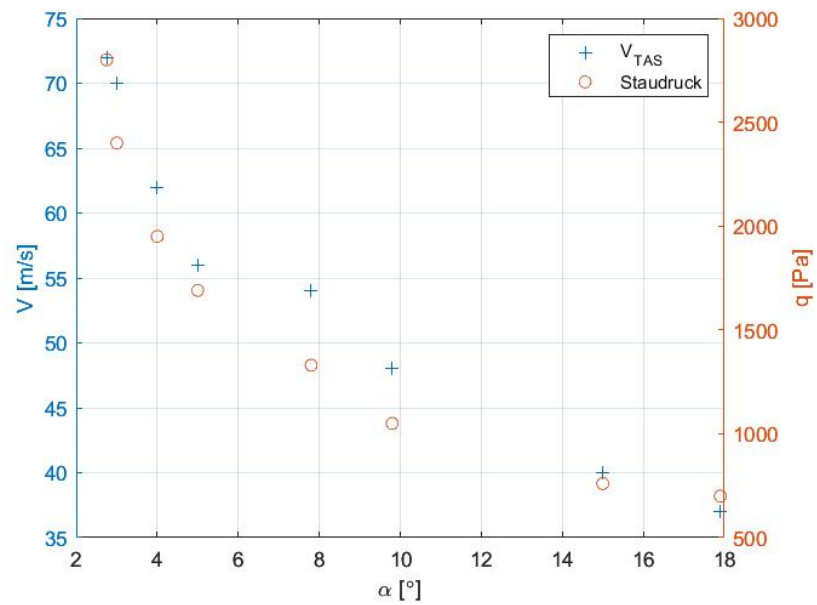


Abb. 6.7:  $V$  und  $q$  über  $\alpha$  der DO-28

# 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)

### 9.1 Höhenruder Trimmkurve

tbd

### 9.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel

tbd

### 9.3 Lilienthal-Polare

tbd

### 9.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit

tbd

### 9.5 Staudruck über Anstellwinkel

tbd

### 9.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel

tbd

# 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

