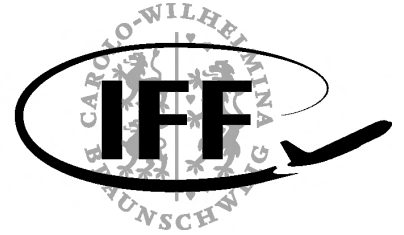




**Institut für
Flugführung**



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

Nomenklatur	1
1 Einleitung (VR)	2
2 Theoretische Grundlagen (NH)(FM)	3
2.1 Luftdichte ρ	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
3 Versuchsdurchführung (TG)	6
4 Massenabschätzung (AG)	7
5 Auswertung und Umrechnung der Messdaten	8
6 Darstellung der Ergebnisse	9
6.1 Daten zum Flugversuch der DO-128	9
6.1.1 Auftriebsbeiwert C_A über Widerstandsbeiwert C_W	9
6.1.2 Widerstand W über Fluggeschwindigkeit V	10
6.2 Daten zum Flugversuch der DO-28	10
6.2.1 Anstellwinkel α über Bahnneigungswinkel η	10
6.2.2 Auftriebsbeiwert C_A über Anstellwinkel α	11
6.2.3 Auftriebsbeiwert C_A über Widerstandsbeiwert C_W	11
6.2.4 Widerstand W über Fluggeschwindigkeit V	12
6.2.5 Fluggeschwindigkeit V und Staudruck q über Anstellwinkel α	12
7 Interpretation der Ergebnisse (NH)	13
7.1 Höhenruder Trimmkurve	13
7.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	13
7.3 Lilienthal-Polare	13
7.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit	13
7.5 Staudruck über Anstellwinkel	13
7.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	13
8 Interpretation der Ergebnisse (FM)	14
8.1 Höhenruder Trimmkurve	14
8.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	14
8.3 Lilienthal-Polare	14
8.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit	14
8.5 Staudruck über Anstellwinkel	14
8.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	14
9 Interpretation der Ergebnisse (TG)	15
9.1 Höhenruder Trimmkurve	15
9.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	15
9.3 Lilienthal-Polare	15

9.4	Widerstand über Fluggeschwindigkeit	15
9.5	Staudruck über Anstellwinkel	15
9.6	Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	15
10	Interpretation der Ergebnisse (AG)	16
10.1	Höhenruder Trimmkurve	16
10.2	Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	16
10.3	Lilienthal-Polare	16
10.4	Widerstand über Fluggeschwindigkeit	16
10.5	Staudruck über Anstellwinkel	16
10.6	Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	16

Nomenklatur

Lateinische Bezeichnungen

Griechische Bezeichnungen

β 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 ρ

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 $R_{Luft} = 287.058 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$ 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 ρ_0 als Luftdichte zu 1.225 kg/m^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 γ 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 γ ebenfalls mit Gleichung 2.7 berechnet werden.

2.5 Minimaler Widerstand W_{min}

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

2.6 Optimale Fluggeschwindigkeit V_{opt}

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

Kapitel 3

Versuchsdurchführung (TG)

tbd

Kapitel 4

Massenabschätzung (AG)

Kapitel 5

Auswertung und Umrechnung der Messdaten

tbd

Kapitel 6

Darstellung der Ergebnisse

6.1 Daten zum Flugversuch der DO-128

6.1.1 Auftriebsbeiwert C_A über Widerstandsbeiwert C_W

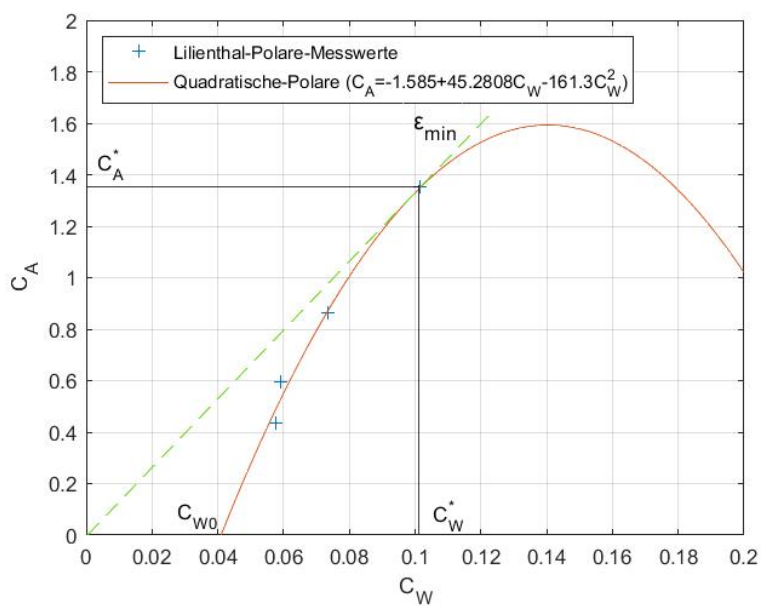


Abb. 6.1: C_A über C_W der DO-128

6.1.2 Widerstand W über Fluggeschwindigkeit V

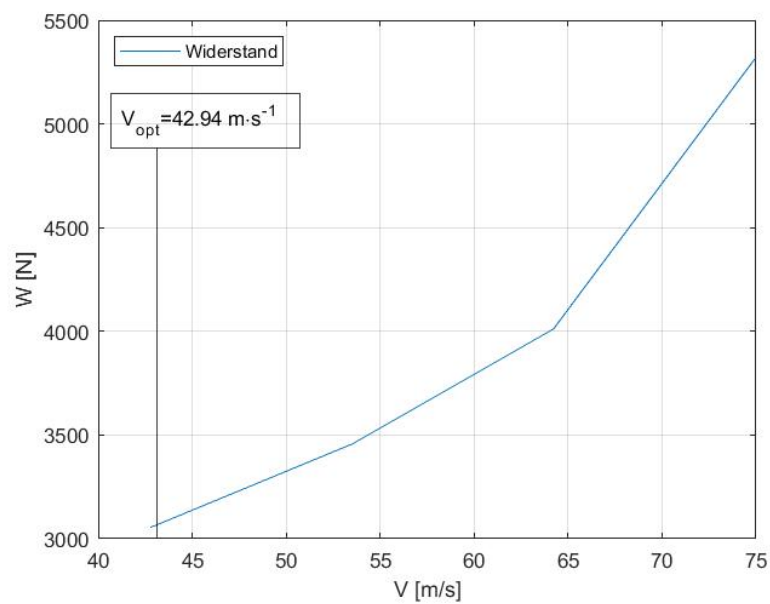


Abb. 6.2: W über V der DO-128

6.2 Daten zum Flugversuch der DO-28

6.2.1 Anstellwinkel α über Bahnneigungswinkel η

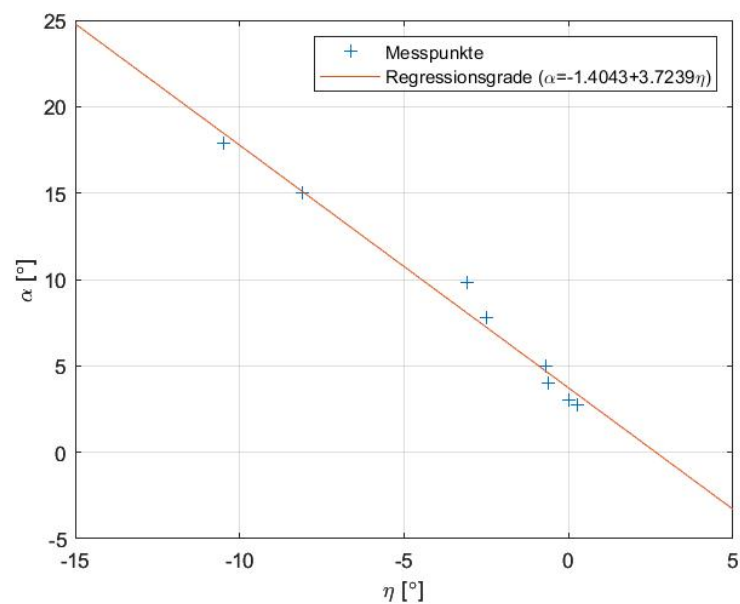


Abb. 6.3: α über η der DO-28

6.2.2 Auftriebsbeiwert C_A über Anstellwinkel α

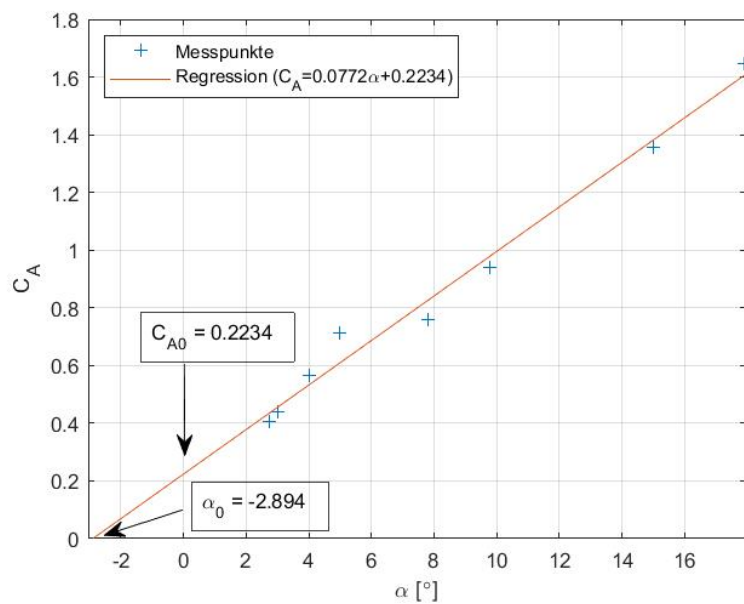


Abb. 6.4: C_A über α der DO-28

6.2.3 Auftriebsbeiwert C_A über Widerstandsbeiwert C_W

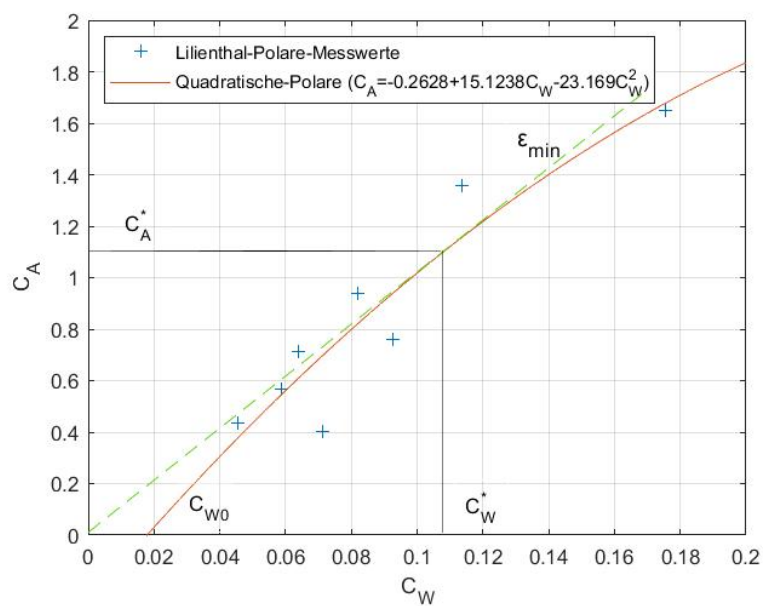


Abb. 6.5: C_A über C_W der DO-28

6.2.4 Widerstand W über Fluggeschwindigkeit V

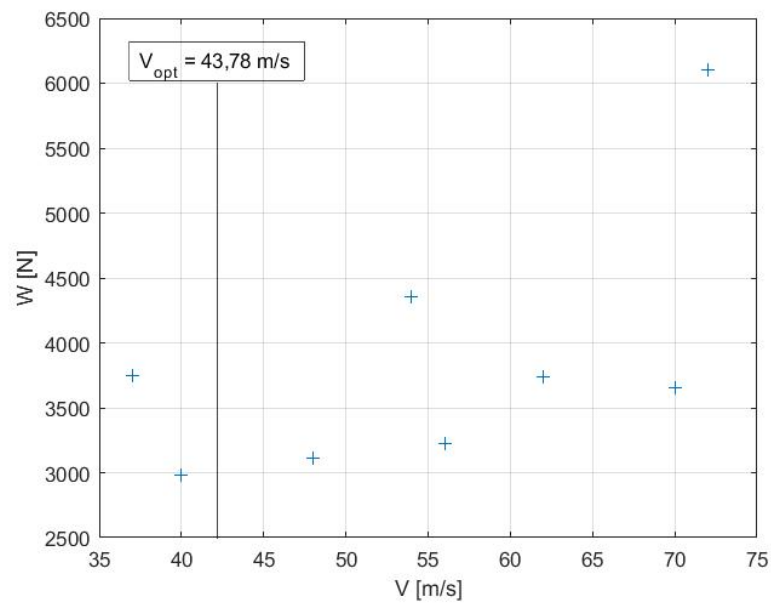


Abb. 6.6: W über V der DO-28

6.2.5 Fluggeschwindigkeit V und Staudruck q über Anstellwinkel α

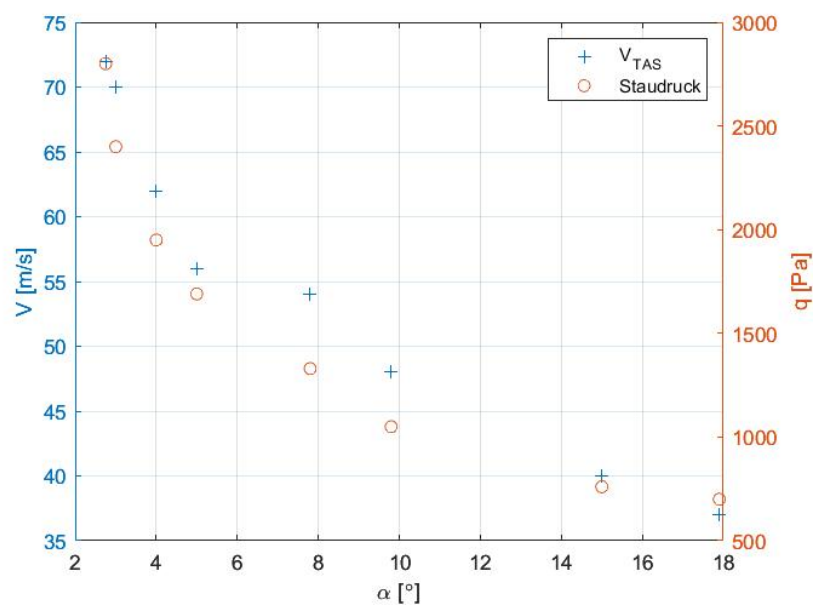


Abb. 6.7: V und q über α der DO-28

Kapitel 7

Interpretation der Ergebnisse (NH)

7.1 Höhenruder Trimmkurve

tbd

7.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel

tbd

7.3 Lilienthal-Polare

tbd

7.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit

tbd

7.5 Staudruck über Anstellwinkel

tbd

7.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel

tbd

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

