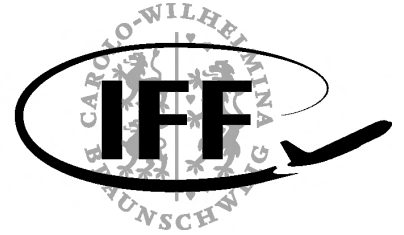




**Institut für
Flugführung**



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)	8
5 Auswertung und Umrechnung der Messdaten	10
6 Darstellung der Ergebnisse	12
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 α über Bahnneigungswinkel η	14
6.2.2 Auftriebsbeiwert C_A über Anstellwinkel α	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 α	16
7 Interpretation der Ergebnisse (NH)	17
7.1 Höhenruder Trimmkurve	17
7.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	17
7.3 Lilienthal-Polare	18
7.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit	18
7.5 Staudruck über Anstellwinkel	18
7.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	18
8 Interpretation der Ergebnisse (FM)	19
8.1 Höhenruder Trimmkurve	19
8.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	19
8.3 Lilienthal-Polare	19
8.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit	19
8.5 Staudruck über Anstellwinkel	19
8.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	19
9 Interpretation der Ergebnisse (TG)	20
9.1 Höhenruder Trimmkurve	20
9.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	20
9.3 Lilienthal-Polare	21

9.4	Widerstand über Fluggeschwindigkeit	22
9.5	Staudruck über Anstellwinkel	22
9.6	Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	22
10	Interpretation der Ergebnisse (AG)	23
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

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 $R_{Luft} = 287.058 \text{ Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}$ 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 ρ_0 als Luftdichte zu 1.225 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 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}

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
Δt [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
Δt [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

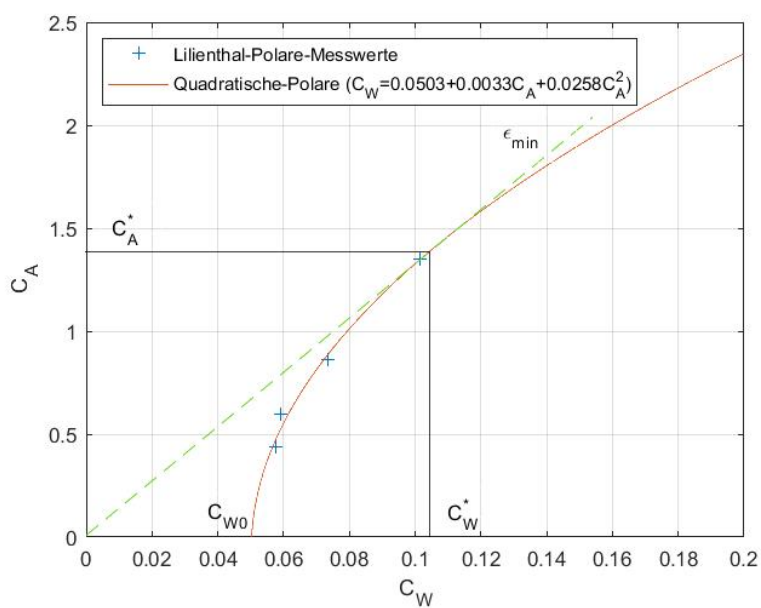


Abb. 6.1: C_A über C_W der DO-128

6.1.2 Widerstand W über Fluggeschwindigkeit V

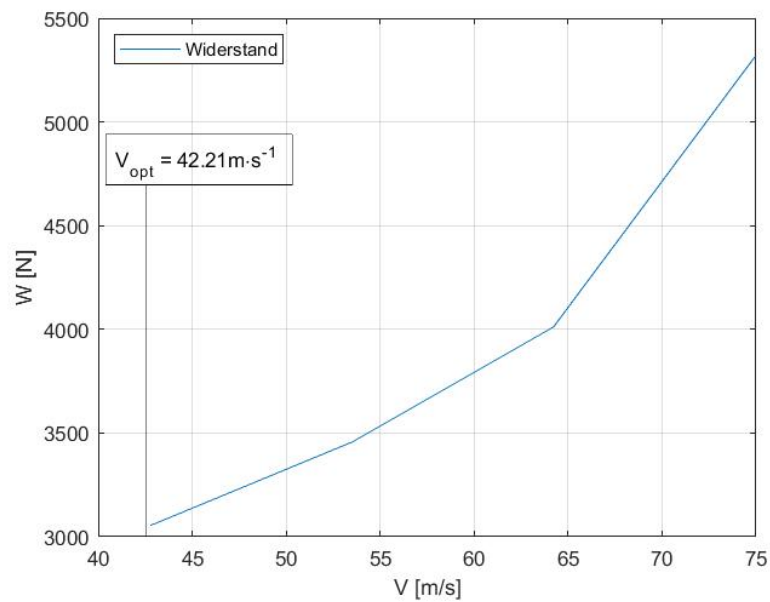


Abb. 6.2: W über V der DO-128

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 über die vier Flugabschnitte zu 4142 kg bzw. 40 633 N gemittelt.

6.2 Daten zum Flugversuch der DO-28

6.2.1 Anstellwinkel α über Bahnneigungswinkel η

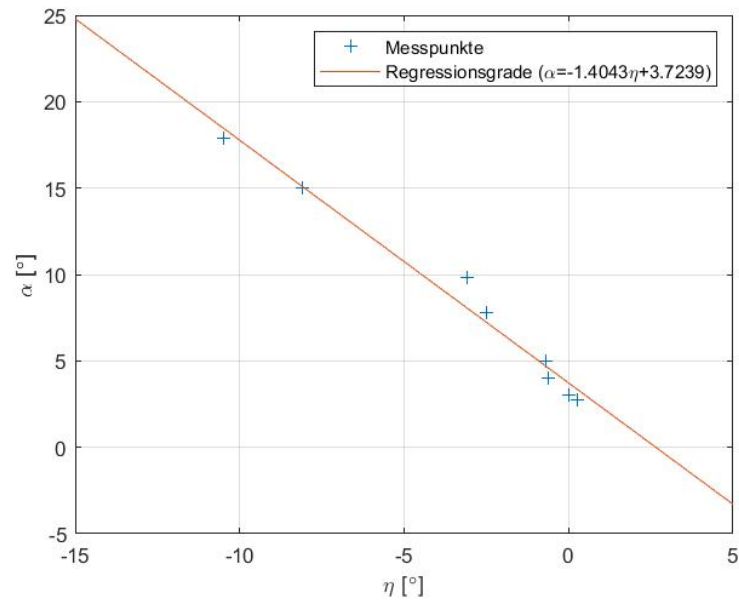


Abb. 6.3: α über η der DO-28

6.2.2 Auftriebsbeiwert C_A über Anstellwinkel α

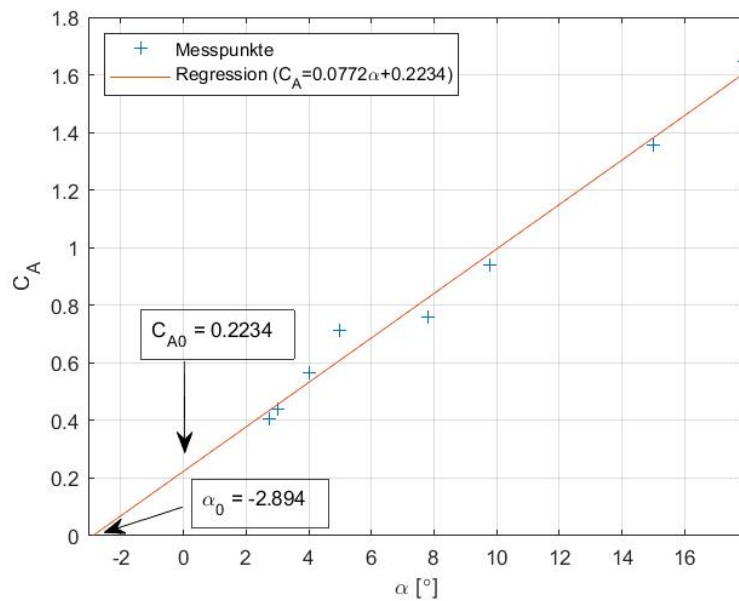


Abb. 6.4: C_A über α der DO-28

6.2.3 Auftriebsbeiwert C_A über Widerstandsbeiwert C_W

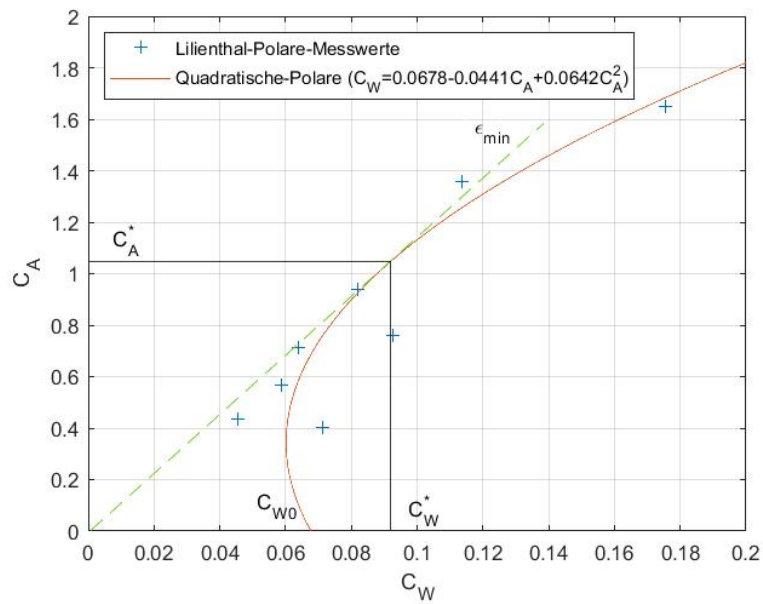


Abb. 6.5: C_A über C_W der DO-28

6.2.4 Widerstand W über Fluggeschwindigkeit V

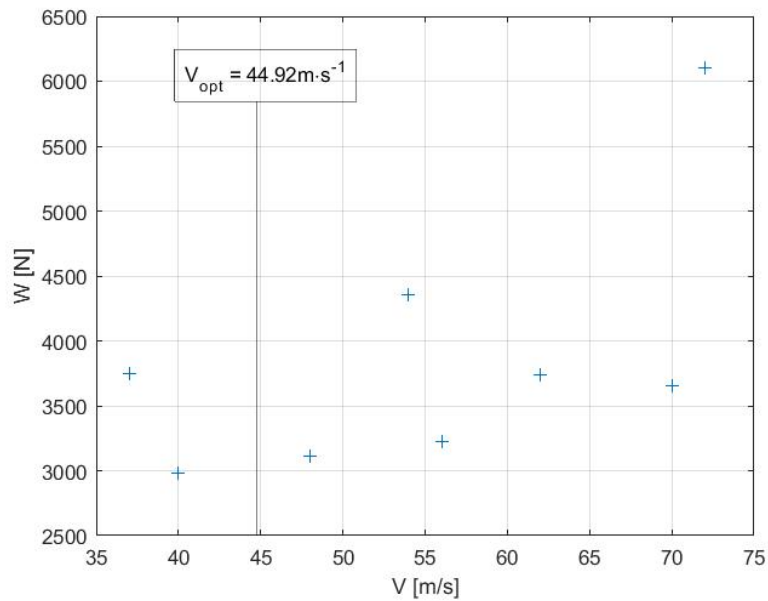


Abb. 6.6: W über V der DO-28

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 aus den 8 Flugabschnitten gemittelt zu 35 728 N.

6.2.5 Fluggeschwindigkeit V und Staudruck q über Anstellwinkel α

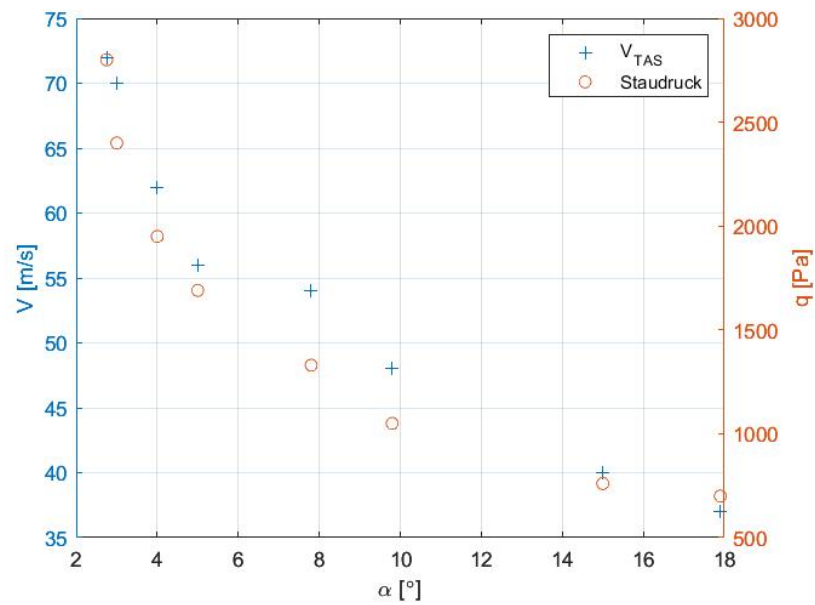


Abb. 6.7: V und q über α der DO-28

Kapitel 7

Interpretation der Ergebnisse (NH)

7.1 Höhenruder Trimmkurve

Im Flugversuch der DO-28 konnten der Anstellwinkel α , sowie der Trimmwinkel η aufgezeichnet werden. Zur Darstellung wurden, nach Selektion der 8 Flugabschnitte, die Werte von α aufgrund der Trimmung η 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° ergibt sich aus der Regression ein entstehender Anstellwinkel α von 3.7° . So folgt daraus, dass bei einer Trimmung von 2.7° 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 α 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° als C_{A0} sowie der Nullauftriebswinkel α_0 mit 0.22 bzw. -2.89 bestimmt werden.

Der Graph spiegelt somit den allgemeingültige Zusammenhang zwischen Anstellwinkel und Auftriebsbeiwert wieder. Dabei hat α 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

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)

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 α und der Trimmwinkel η für die acht Abschnitte jeweils gemittelt abgelesen. In dem Diagramm 6.3 sind die Werte für α über η 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 α und der Trimmwinkel η 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 α 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 ρ_{real} ein. Diese Werte können den Messchrieben entnommen werden.

Der Auftriebsbeiwert C_A wurde über den Anstellwinkel α 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 α 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 ϵ 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 ϵ_{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 ϵ 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 $C_W^* = 2C_{W0}$ 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

tbd

DO128 Diagramm 6.2

DO28 Diagramm 6.6

9.5 Staudruck über Anstellwinkel

tbd

DO 28 Diagramm 6.7

9.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel

tbd

DO 28 Diagramm 6.7

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

