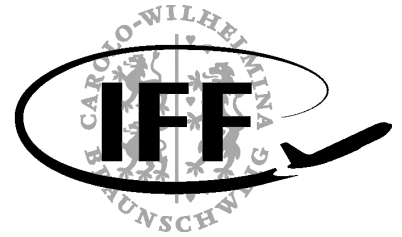




**Technische
Universität
Braunschweig**

**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

Nomenklatur	iii
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	5
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 (AG)	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 Trimmwinkel 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	19
7.5 Staudruck über Anstellwinkel	20
7.6 Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	20
7.7 Diskussion des Gesamtversuches	20
8 Interpretation der Ergebnisse (FM)	22
8.1 Höhenruder Trimmkurve	22
8.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	22
8.3 Lilienthal-Polare	23
8.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit	24
8.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	25
8.6 Diskussion des Gesamtversuches	25
9 Interpretation der Ergebnisse (TG)	26
9.1 Höhenruder Trimmkurve	26
9.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	26

9.3	Lilienthal-Polare	27
9.4	Widerstand über Fluggeschwindigkeit	28
9.5	Staudruck und Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	29
9.6	Diskussion Gesamtversuch	29
10	Interpretation der Ergebnisse (AG)	31
10.1	Höhenruder Trimmkurve	31
10.2	Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	31
10.3	Lilienthal-Polare	31
10.4	Widerstand über Fluggeschwindigkeit	32
10.5	Staudruck und Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	33
10.6	Diskussion des Gesamtversuches/Fehlerdiskussion (AG)	33
11	Interpretation der Ergebnisse (VR)	34
11.1	Höhenruder Trimmkurve	34
11.2	Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel	34
11.3	Lilienthal-Polare	35
11.4	Widerstand über Fluggeschwindigkeit	36
11.5	Staudruck und Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel	37
11.6	Diskussion des Gesamtversuchs	37
	Literatur	39

Nomenklatur

Griechische Bezeichnungen

α	Anstellwinkel
γ	Bahnneigungswinkel
η	Trimmwinkel
ϵ_{min}	minimale reziproke Gleitzahl
Λ	Flügelstreckung
κ	Isentropenkoeffizient
ρ	Luftichte

Formelzeichen

A	Auftrieb
C_A	Auftriebsbeiwert
C_A^*	Auftriebsbeiwert bei ϵ_{min}
$C_{A\alpha}$	Auftriebsanstieg
C_W	Widerstandsbeiwert
C_{W0}	Nullwiderstandsbeiwert
C_W^*	Widerstandsbeiwert bei ϵ_{min}
G	Gewicht
g	Erdbeschleunigung
H	Flughöhe
k	Widerstandsanstieg
k	k-Faktor
m	Masse
p	Luftdruck
q	Staudruck
R	Gaskonstante
T	Temperatur
t	Zeit
V_{IAS}	angezeigte Fluggeschwindigkeit
V_{TAS}	wahre Fluggeschwindigkeit

V_{opt}	Fluggeschwindigkeit beim besten Gleiten
W	Widerstand
W_{min}	minimaler Widerstand

Kapitel 1

Einleitung (VR)

Der Versuch Flugmechanik ist Teil des Kompetenzfeldlabors Luft- und Raumfahrttechnik des Studienfachs Maschinenbau und wird vom Institut für Flugführung an der Technischen Universität Braunschweig durchgeführt. Das Labor gliedert sich in Vorbesprechung und anschließendem Flugversuch, einen Laborbericht und ein abschließendes Kolloquium.

Im Flugversuch werden stationäre Sinkflüge bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten durchgeführt und die entsprechenden Sinkraten sowie der Treibstoffverbrauch aufgezeichnet. Aus den aufgenommenen Daten lassen sich bei Kenntnis der Atmosphärenbedingungen sowie der Flugzeugmasse und dem Bahnneigungswinkel der Auftriebs- und Widerstandsbeiwert ermitteln.

Ziel des Flugversuchs ist es, die aerodynamischen Größen Auftrieb und Widerstand und ihre Beiwerte ohne direkte Kraftmessung zu ermitteln. Über die eigenen aufgezeichneten Werte hinausgehend sollen dieselben Größen auch für die Messreihen der DO 28 berechnet werden. Zusätzlich sollen die Zusammenhänge zwischen Anstellwinkel und Trimmwinkel, Auftriebsbeiwert und Anstellwinkel, sowie Widerstand in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit betrachtet werden. Der Umgang mit fehlerbehafteten Messdaten und die grafische Auswertung von Daten stellt ein weiteres Ziel des Labors dar.

Nach der Erklärung der theoretischen Grundlagen und der Versuchsdurchführung wird eine Massenabschätzung für den Flugverlauf vorgenommen. Darauf folgend werden die Messdaten ausgewertet und grafisch dargestellt. Abschließend folgt die Interpretation der Ergebnisse durch jeden Teilnehmer der Gruppe und eine Diskussion des Gesamtversuchs, sowie möglicher Fehlerquellen.

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)

In diesem Kapitel werden grundlegende formelmäßige Zusammenhänge zur Auswertung der Flugversuche eingeführt. Weitere Kenngrößen, die sich aus den Graphen bestimmen lassen, werden zusätzlich in der Interpretation eingeführt.

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 $p_0 = 101\,300 \text{ Pa}$ [1][2].

2.2 Wahre Fluggeschwindigkeit V_{TAS}

In den 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 [2]:

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

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 [1]:

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

Darin kann der Auftrieb A über die Gewichtskraft G nach folgender Gleichung aufgestellt werden [1]:

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

Da der Bahnneigungswinkel γ lediglich in der Messreihe für die DO-28 gegeben ist, muss dieser Wert für die Messreihe der DO-128 über die Sinkgeschwindigkeit $w_{g_{real}}$ und der Fluggeschwindigkeit V_{TAS} bestimmt werden [1]:

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

Dabei wird die Sinkgeschwindigkeit $w_{g_{real}}$ bestimmt durch [2]:

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

Worin T_{INA} für die jeweilige Höhe aus Tabellen bestimmt werden kann 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 (vgl. [2]).

2.4 Widerstandsbeiwert C_W

Ähnlich wie die Bestimmung des Auftriebsbeiwertes kann auch der Widerstandsbeiwert C_W bestimmt werden [1]:

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

Der einzige Unterschied zu C_A besteht in der Verwendung vom Widerstand W , statt des Auftriebs A . Dieser kann über die selbe Beziehung wie in Gleichung 2.6 bestimmt werden [1]:

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

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 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 [1]:

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

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 [1].

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

Kapitel 3

Versuchsdurchführung (TG)

In diesem Kapitel wird die Versuchsdurchführung für den Flug mit der DO 128 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. $[m_{[lbs]}/2, 20462 = m_{[kg]}]$

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 (AG)

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, dass 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 tatsächlichen 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

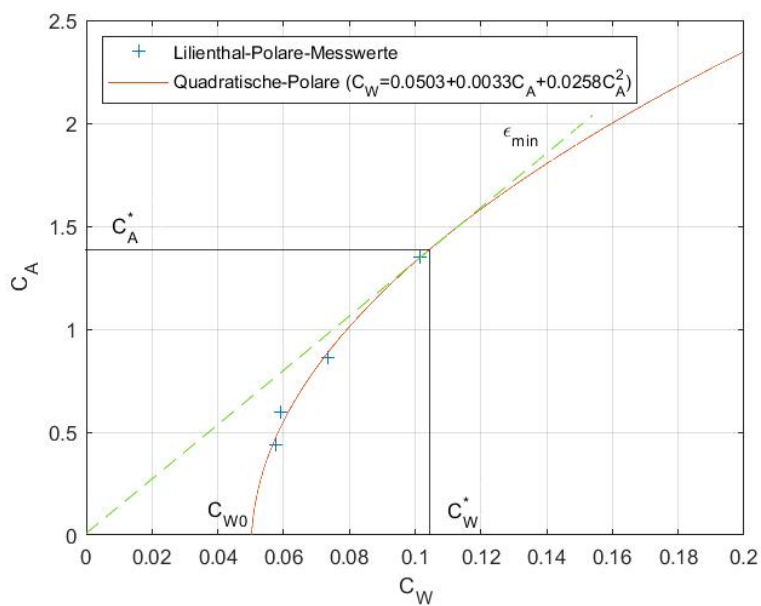


Abb. 6.1: C_A über C_W der DO 128

6.1.2 Widerstand W über Fluggeschwindigkeit V

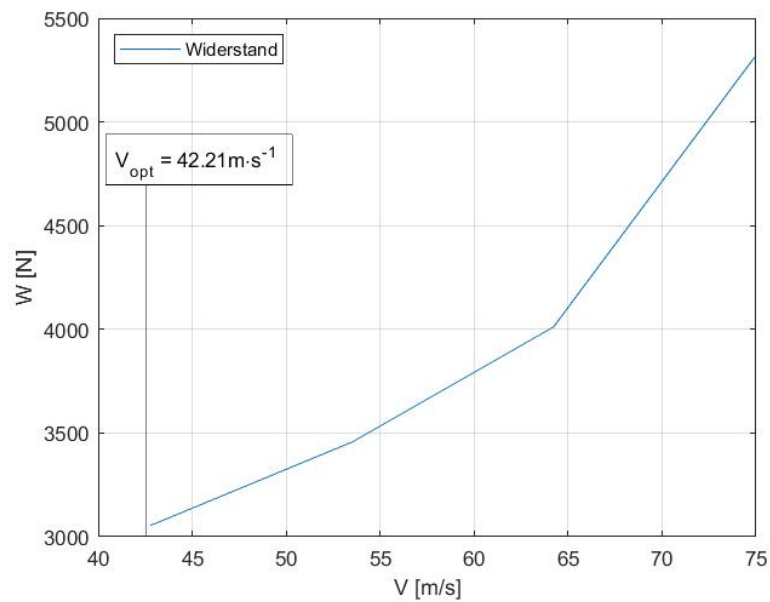


Abb. 6.2: W über V der DO 128

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 ρ 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 α über Trimmwinkel η

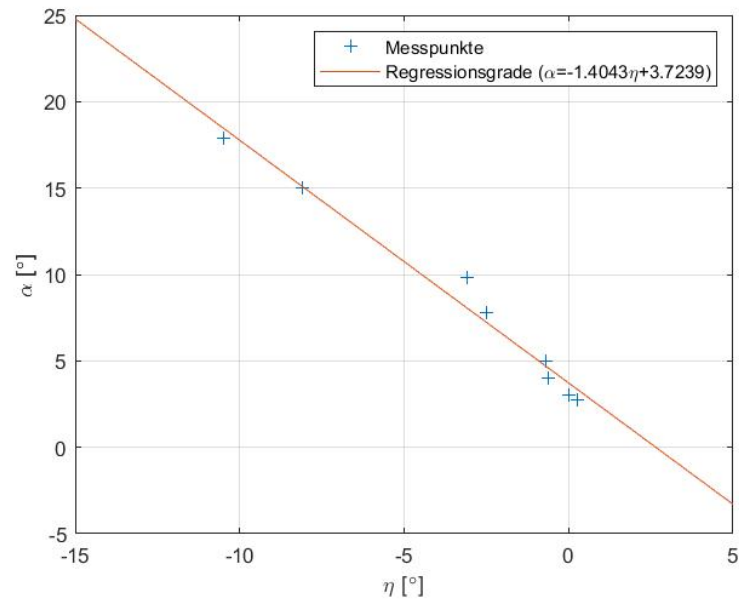


Abb. 6.3: α über η der DO 28

6.2.2 Auftriebsbeiwert C_A über Anstellwinkel α

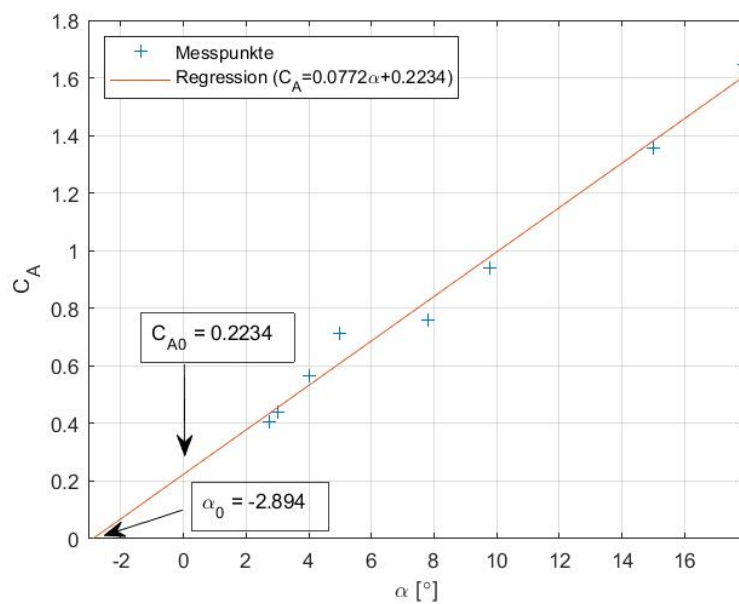


Abb. 6.4: C_A über α der DO 28

6.2.3 Auftriebsbeiwert C_A über Widerstandsbeiwert C_W

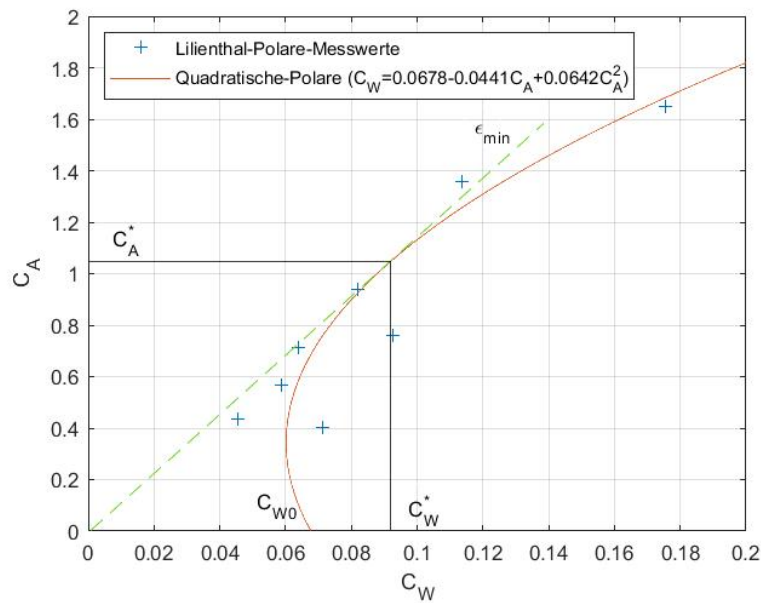


Abb. 6.5: C_A über C_W der DO 28

6.2.4 Widerstand W über Fluggeschwindigkeit V

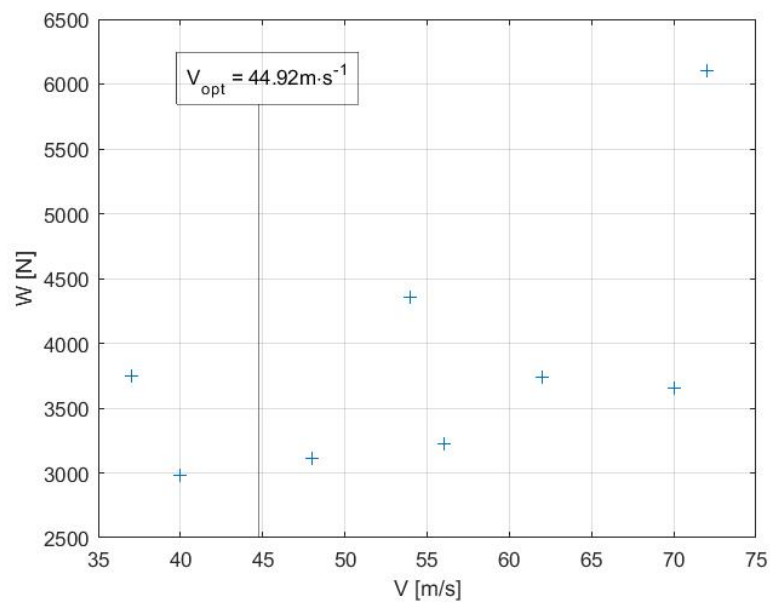


Abb. 6.6: W über V der DO 28

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 und ρ 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 α

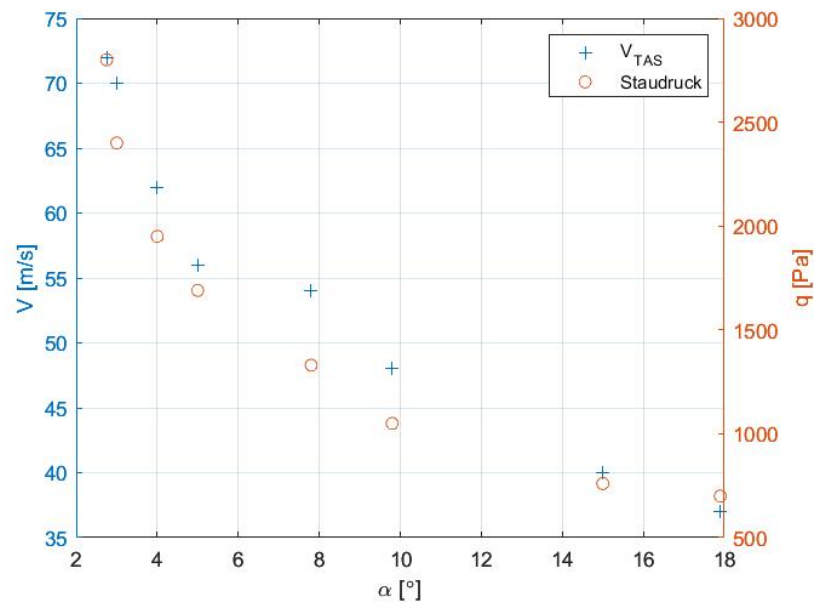


Abb. 6.7: V und q über α der DO 28

Kapitel 7

Interpretation der Ergebnisse (NH)

Die aus dem Flugversuch und den bereitgestellten Datensätzen erstellten Graphen aus Kapitel 6 werden im Folgenden eingehend analysiert und bewertet.

7.1 Höhenruder Trimmkurve

Im Flugversuch der DO 28 konnten der Anstellwinkel α , sowie der Trimmwinkel η aufgezeichnet werden. Zur Darstellung sind, 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 eine Regression geplottet, die diesen ersten Eindruck des linearen Zusammenhangs zwischen Trimmung und Anstellwinkel 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 keine nennenswerten Abweichungen der Messpunkte von der Regressions-Geraden auffallen.

7.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel

Im Plot 6.4, in dem die zuvor bestimmten Werte von C_A (vgl. Kapitel 2.3) über α aufgeführt sind, kann das identische 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 geplottet, 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, der aus der Ableitung des Graphens nach α herrührt. Infolge der Regressionsgeraden kann ebenfalls der Auftriebsbeiwert bei einem Anstellwinkel von 0° , also C_{A0} zu $0,22$ bestimmt werden. Demzufolge erzeugt der Flügel auch in diesem speziellen Fall noch Auftrieb. Daneben kann der Nullauftriebswinkel α_0 ebenfalls bestimmt werden mit $-2,89^\circ$, bei dem das Flugzeug keinen Auftrieb mehr generiert.

Der Graph spiegelt somit den allgemeingültigen Zusammenhang zwischen Anstellwinkel und Auftriebsbeiwert wieder. Dabei hat α per Definition und nach Abgleich mit dem Graphen einen Haupteinfluss auf den Auftriebsbeiwert. So stellt sich für kleine Anstellwinkel wie erhofft ein linearer Verlauf ein [1]. Dabei sei darauf hingewiesen, dass der Plot den Bereich nahe des Strömungsabrisses nicht beinhaltet, bei dem es zu einem Abfallen des Auftriebsbeiwertes, bei weiterer Steigerung von α , kommt.

7.3 Lilienthal-Polare

DO 128

Im Graphen 6.1 sind Auftriebsbeiwerte C_A über Widerstandsbeiwerte C_W der DO 128 geplottet. Neben diesen Messwerten ist eine quadratische Polare berechnet worden, die die Flugzeugpolare darstellt. Deren Faktoren sind in der angefügten Legende ablesbar.

Die Polare stellt dabei einen, im Vergleich zur Theorie, übereinstimmenden Graphen dar [2]. Dieser generiert 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 ϵ_{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 ϵ_{min} von 0,1. Auch diese Werte können 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 γ entspricht und über folgende Zusammenhänge definiert ist:

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

Ergänzend dazu können auch der \mathbf{k} -Faktor, sowie die Oswald-Zahl e mittels folgender Gleichungen definiert werden, um weitere Kenngrößen des Flügelprofils zu erhalten [1]:

$$C_{W_i} = \frac{C_A^2}{\pi \cdot \Lambda} \cdot \mathbf{k} = k * C_A^2, \quad \text{mit } \Lambda = 8,34 \quad (7.2)$$

und

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

Dabei stellt k in Gleichung 7.2 den Vorfaktor des Polynoms zweiten 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 größer 1 und der Oswald-Faktor stets kleiner als 1.

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

DO 28

Bei der Flugzeugpolaren der DO 28 zeigt sich ein sehr ähnlicher Verlauf.

Zu erkennen ist jedoch zunächst, dass die Messpunkte teilweise weit von der erstellten Regressionslinie entfernt sind. Dies sorgt 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 ϵ_{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 γ hat dabei den Wert -5° 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

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 [1]. Dabei setzt sich der Graph aus dem Nullwiderstand und dem Auftriebswiderstand zusammen, deren Graph ein Minimum aufweist. In diesem Tiefpunkt stellt sich die optimale Fluggeschwindigkeit V_{opt} ein, die mittels Gleichung 2.12 durch C_A^* berechnet werden kann. Dabei ergibt sich für V_{opt} ein Wert von $42,21 \text{ m s}^{-1}$, der im Plot eingezeichnet ist. Daraus ist zu erkennen, dass der Graph an diesem Punkt eine noch eher fallende Tendenz aufweist.

Diese Unstimmigkeit folgt womöglich aus der ungenauen Regression der Flugzeugpolaren und der damit verbundenen Bestimmung von C_A^*

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 allerdings Wert ein realistisches Ergebnis für diesen Kennwert dar.

DO 28

Bei dem Verlauf von W über V der DO 28 stellt sich ein etwas anderes Bild ein.

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 $44,92 \text{ ms}^{-1}$. Dieser ist angesichts der Messpunktverteilung nur schwer zu interpretieren.

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} wieder an.

7.5 Staudruck über Anstellwinkel

Im Graphen 6.7 ist der Staudruck q über α 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 unbedeutenderer 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 α abgebildet. Dabei ist schnell zu erkennen, dass die Messpunkte der Fluggeschwindigkeit mit geringen Abweichungen den Messpunkten des Staudrucks folgen.

Der Grund für dieses Phänomen ist der formelmäßige Zusammenhang bzw. die Tatsache, dass die angezeigte Fluggeschwindigkeit V_{IAS} aus dem Staudruck q berechnet wird [1]. Dabei ergeben sich im Plot 6.7 lediglich kleine Abweichungen, da die angezeigte Fluggeschwindigkeit noch über die Dichte ρ 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. Dabei stellen sich besonders große Abweichungen ein, wenn die Regressionen bei Messwerten angewendet werden, die starke Ausreißer beinhalten (vgl. Graph 6.5).

Insgesamt konnte durch diesen Versuch jedoch eine realistische Berechnung und Darstellung der Kenngrößen durchgeführt werden.

Kapitel 8

Interpretation der Ergebnisse (FM)

In diesem Kapitel sollen die gemessenen Werte der beiden Flüge, die im vorherigen Abschnitt aufgetragen wurden, interpretiert und deren Zusammenhänge erläutert werden.

8.1 Höhenruder Trimmkurve

Die Werte für den Anstellwinkel α und den Trimmwinkel η konnten direkt aus den jeweiligen Bereichen der Flugschriebe der DO 28 abgelesen werden. Dazu wurde der Verlauf der Kurve bestmöglich gemittelt. Das Auftragen der erhaltenen Werte lässt einen linearen Zusammenhang vermuten. Die Regressionsgerade mit der Formel $\alpha = -1,4043 \cdot \eta + 3,7239$ bestätigt diesen Verdacht. Es gibt nur sehr geringe Abweichung der Messpunkte von der Geraden. Ein stärkerer Ruderausschlag resultiert also in einer proportionalen Vergrößerung des Anstellwinkels um den Faktor $-1,4043$. Demnach wird der Nullanstellwinkel $\alpha = 0^\circ$ bei einem Trimmwinkel von $\eta = 2,7^\circ$ erreicht. Ein Trimmwinkel von $\eta = 0^\circ$ resultiert in einem Anstellwinkel von $\alpha = 3,7239^\circ$.

8.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel

Der Wert des Anstellwinkels α kann aus den entsprechenden Bereichen des Flugschriebs der DO 28 gemittelt abgelesen werden. Der Auftriebsbeiwert C_A wird durch das in Kapitel 2.3 beschriebene Vorgehen bestimmt. Das Auftragen der erhaltenen Werte lässt einen linearen Zusammenhang zwischen Anstellwinkel und Auftriebsbeiwert vermuten. Dieses Verhalten entspricht der Theorie. Erst in Bereichen nahe des Strömungsabrisses knickt die Gerade steil nach unten ab [1]. In unseren Messwerten ist dieses Verhalten nicht zu erkennen, da der Flugversuch nicht bis an diese kritischen Bereiche geführt wurde.

Die durchgeführte lineare Regression hat den formelmäßigen Zusammenhang $C_A = 0,0772 \cdot \alpha + 0,2234$. Der Auftriebsbeiwert steigt also bei größer werdendem Anstellwinkel proportional um den Faktor 0,0772. Dieser Faktor wird auch Auftriebsanstieg oder Derivat $C_{A\alpha}$ genannt. Per Definition ist er die Ableitung des Auftriebsanstiegs nach dem Anstellwinkel $C_{A\alpha} = \frac{dC_A}{d\alpha}$, was bei einer linearen Funktion der Steigung entspricht. [1]

Bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ erhalten wir laut der Regression einen Auftriebsbeiwert von

$C_{A0} = 0,2234$. Es entsteht also immer noch Auftrieb durch das Flügelprofil. Ein Auftriebsbeiwert von $C_{A0} = 0$ wird erst bei dem Nullauftriebswinkel von $\alpha_0 = -2,894^\circ$ erreicht.

8.3 Lilienthal-Polare

Die Lilienthal-Polare wurde sowohl für den Flugversuch der DO 28 als auch für den der DO 128 bestimmt. Sie entsteht durch auftragen des Auftriebsbeiwertes C_A über den Widerstandsbeiwert C_W . Aus der Theorie erwarten wir einen quadratischen Zusammenhang der Form:

$$C_W = C_{W0} + j \cdot C_A + k \cdot C_A^2 \quad (8.1)$$

Der Term $k \cdot C_A^2$ entspricht dabei dem induzierten Widerstand C_{W_i} . Durch gleichsetzen dieses Zusammenhangs mit der Formel für den induzierten Widerstand entsteht eine Möglichkeit den k-Faktor und die Oswald-Zahl e zu bestimmen. Die Oswald-Zahl e ist dabei der Kehrwert des k-Faktors:

$$C_{W_i} = \frac{C_A^2}{\pi \cdot \Lambda} \cdot \mathbf{k} = k \cdot C_A^2, \quad \text{mit } \Lambda = 8,34 \quad (8.2)$$

$$\mathbf{k} = \frac{k}{\pi \cdot \Lambda} \quad (8.3)$$

DO 128

Mit diesen Zusammenhängen lässt sich ein k-Faktor von 0,676 bestimmen, was einer Oswald-Zahl von $e = 1,5$ entspricht. Diese Kennwerte entsprechen jedoch nicht der Definition, da der k-Faktor stets größer Null ist und die Oswald-Zahl stets kleiner als Null. Die Abweichung der Werte von der Theorie ist wahrscheinlich mit der ungenauen Regression zu erklären.

Anhand des Schnittpunktes der Regression mit der x-Achse, lässt sich der Nullwiderstand $C_{W0} = 0,5$. Dieser Wert liegt durchaus im realistischen Bereich. Weitere Kennwerte lassen sich durch anlegen einer Tangente an die Regression bestimmen, die durch den Ursprung führt. Der Berührungspunkt ist der Punkt des besten Gleitens und es lassen sich sowohl $C_W^* = 0,15$ als auch $C_A^* = 1,39$ ablesen. Aus diesen beiden Werten lassen sich wiederum eine minimale reziproke Gleitzahl von $\epsilon_{min} = 0,1$ und nach Formel 8.4 der entsprechende Bahnneigungswinkel zu $\gamma = -6,2^\circ$ bestimmen. Beide Werte sind durchaus im realistischen Rahmen.

$$\tan(\gamma) = -\frac{C_W}{C_A} \quad (8.4)$$

DO 28

Auffällig bei der Lilienthal-Polaren der DO 28 ist, dass die Messwerte zum Teil deutlich weiter von der Regressionskurve entfernt sind. Dennoch lassen sich die selben Kennwerte bestimmen wie im vorherigen Abschnitt. Der k-Faktor, der sich aus der Regressionsformel bestimmen lässt, beträgt in diesem Fall 1,6 und entspricht damit der Definition, dass er größer als 1 ist. Der entsprechende Oswald-Faktor beträgt $e = 0,6$, was ebenfalls der Definition $e < 1$ entspricht. Der Nullwiderstand, der sich aus dem x-Achsen Schnittpunkt bestimmen lässt, ist mit einem Wert von $C_{W0} = 0,068$ etwas zu groß, was eventuell auf die relativ großen Abweichungen zwischen Messwerten und Regression zurückzuführen ist. Mit der Tangente lassen sich die Kennwerte des besten Gleitens zu $C_A^* = 1,05$ und $C_W^* = 0,092$ bestimmen, was einer minimalen reziproken Gleitzahl von $\epsilon_{min} = 0,09$ entspricht. Daraus lässt sich der Bahnneigungswinkel von $\gamma = -5^\circ$. Alle diese Werte liegen in einem Bereich, der durchaus üblich für entsprechende Flugzeuge ist.

8.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit

Laut der Theorie setzt sich der Widerstand zum einen aus dem Nullwiderstand W_0 und zum anderen aus dem Auftriebswiderstand W_A . Beide Komponenten zeigen einen exponentiellen Verlauf über die Fluggeschwindigkeit, jedoch hat die Funktion des Nullwiderstands einen positiven Exponenten und steigt, während die Funktion des Auftriebswiderstands einen negativen Exponenten besitzt und somit mit steigender Geschwindigkeit sinkt. Die Überlagerung beider Funktion weist also einen Tiefpunkt auf, bevor sie ins unendliche ansteigt. Per Definition tritt dieser Tiefpunkt bei der Geschwindigkeit von V_{opt} . Da sich V_{opt} beim besten Gleiten einstellt, lässt sich V_{opt} aus den Kennwerten des besten Gleitens nach Formel 2.12 bestimmen [1]. Für die DO 128 ergibt sich ein Wert von $V_{opt} = 42,21 \frac{m}{s}$. Dieser Wert ist auch im Graphen eingezeichnet, es wird jedoch relativ deutlich, dass dieser Wert nur schlecht zu dem Verlauf passt. Der Tiefpunkt des Graphen scheint erst bei wesentlich geringeren Geschwindigkeiten aufzutreten. Wahrscheinlich stammt dieser Fehler aus der Regression der Lilienthal-Polaren und damit aus Abweichungen bei der Bestimmung von C_A^* und C_W^* . Zusätzlich lässt sich der minimale Widerstand nach Gleichung 2.11 berechnen, der theoretisch im Tiefpunkt des Graphen zu finden wäre. Auf diese Weise kann ein Wert von $W_{min} = 2923,28$ N bestimmen. Wenn man den Verlauf der Messwerte im Diagramm der DO 128 6.2 betrachtet, scheint dieser relativ gut zu den Werten zu passen.

Die Messwerte der DO 28 scheinen noch weiter vom Soll entfernt zu liegen. Der erwartete Verlauf lässt sich nur schwer erahnen. Rechnerisch lässt sich $V_{opt} = 44,92 \frac{m}{s}$ zwar bestimmen und in das Diagramm einzeichnen, auch hier ist aber auffällig, dass dieser Wert nur schlecht zu dem Verlauf der Messwerte passt. Nach Gleichung 2.11 lässt sich für die DO 28 ein minimaler Widerstand von $W_{min} = 4678$ N bestimmen. Da wir in der Messreihe allerdings niedrigere Widerstände aufgenommen haben, passt der rechnerisch bestimmte Wert nicht zum erstellten Graphen. Aus diesem Grund haben wir uns dafür entschieden W_{min} nicht in das Diagramm aufzunehmen. Auch in diesem Fall ist die Ursache des Problems sehr wahrscheinlich eine ungünstige quadratische Regression der Lilienthal-Polaren. Der Nullwiderstand C_{W0} ist, wie bereits in Abschnitt 8.3 gesagt, in der Realität wahrscheinlich deutlich kleiner als der von uns abgelesene Wert, was dazu führt, dass ein zu großer minimaler Widerstand berechnet wurde.

8.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel

In Diagramm 6.7 sind sowohl der Staudruck q , als auch die wahre Fluggeschwindigkeit V_{TAS} Anstellwinkel α aufgetragen. Es wird deutlich, dass beide Werte einen qualitativ sehr ähnlichen Verlauf zeigen. Das ist in sofern logisch, dass die wahre Fluggeschwindigkeit sich aus dem Staudruck und der Luftdichte berechnen lässt.

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho}} \quad (8.5)$$

Da sich die Luftdichte über die Flugabschnitte nur in geringem Maße ändert, erhalten wir eine nahezu direkte Abhängigkeit der beiden Messreihen, was den ähnlichen Verlauf erklärt.

Mit steigendem Anstellwinkel α sinken sowohl die Fluggeschwindigkeit, als auch der Staudruck. Das ist damit zu erklären, dass ein höherer Anstellwinkel den Auftriebsbeiwert C_A steigert. Je höher der Auftriebsbeiwert, desto geringer ist die Geschwindigkeit, die zum Gleiten benötigt wird.

8.6 Diskussion des Gesamtversuches

Insgesamt konnten durch den Versuch überwiegend zufriedenstellende Ergebnisse erzielt werden. Der Großteil der Messdaten und ermittelten Kennwerte entsprechen der theoretischen Grundlage. Es gibt allerdings auch ein paar Punkte, in denen die Messdaten sich zum Teil deutlich von den Erwartungen unterscheiden. Ursache für diese Abweichungen ist vor allem das Auswerten der Flugschriebe per Hand. Dabei wurde häufig nur bestmöglich abgelesen und gerundet, wobei stets kleinere Fehler auftreten können. Diese Fehler werden größer, wenn mit ihnen im weiteren Verlauf gerechnet wird und vor allem, wenn Regressionen durch diese unter Umständen ungenauen Messwerte gelegt werden. Vor allem Ausreißer fallen bei einem kleinen Datenumfang stark ins Gewicht. Auf diese Weise ist es möglich, dass unrealistische Ergebnisse entstehen, die nicht mit der Theorie vereinbar sind. In unseren Versuchen stellt das allerdings die Ausnahme dar.

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 $C_{A_{max}}$ 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 (Kleinwinkelnäherung $\tan(\gamma) = \gamma$) $\gamma = \epsilon = -\frac{C_W}{C_A}$, wobei ϵ als reziproke Gleitzahl bezeichnet wird, die vorherrschenden Beiwerte ermittelt werden.

Mit dieser Regression lassen sich weitere Parameter ableiten. Das quadratische Polynomglied der Regression bildet mit dem Vorfaktor den induzierten Widerstand $C_{Wi} = k \cdot C_A^2$. Durch Gleichsetzen mit der Definition der Auftriebsverteilung lässt sich der k -Faktor bestimmen:

$$C_{Wi} = \frac{C_A^2}{\pi \cdot \Lambda} \cdot \mathbf{k} = k \cdot C_A^2 \quad (9.3)$$

$$\mathbf{k} = k \cdot \pi \cdot \Lambda \quad (9.4)$$

Daraus wiederum lässt sich die Oswald-Zahl zu $e = \frac{1}{k}$ bestimmen.

Mit $\Lambda = 8,34$ ergeben sich die k-Faktoren und Oswald-Zahlen zu $k_{128} = 0,676$ sowie $e_{128} = 1,479$ und $k_{28} = 1,682$ sowie $e_{28} = 0,594$.

Der Oswald-Faktor ist nichts anderes als ein Formeleffizienzfaktor. Je größer er ist, desto effizienter ist die Flügelgeometrie und desto geringer ist der induzierte Widerstand. Per Definition ist $e < 1$ und somit $k > 1$. Es ist deutlich zu erkennen, dass dies für e_{28} und k_{28} zutrifft, während e_{128} und k_{128} die Definition verletzen. Für den Fall der DO-128 könnte dies an einer ungenauen Regression liegen.

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 $C_{W128}^* = 0,105$ unter $\epsilon_{min128} = -\frac{C_W^*}{C_A^*} = 0,076$ und für die DO-28 $C_{A28}^* = 1,045$ sowie $C_{W28}^* = 0,0916$ unter $\epsilon_{min28} = -\frac{C_W^*}{C_A^*} = 0,088$. 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 $C_W^* = 2 \cdot C_{W0}$ statt. Der Wert C_{W0} wurde mittels Regression für die DO-128 zu $C_{W0128} = 0,05$ und für die DO-28 zu $C_{W028} = 0,0684$ 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 ϵ_{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 α 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 $m s^{-1}$ als blaue Kreuze über den Anstellwinkel α 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:

$$V_{TAS} = \sqrt{2 \cdot \frac{q}{\rho}} \quad (9.5)$$

Je steiler der Anstellwinkel α 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.

9.6 Diskussion Gesamtversuch

Es konnte gezeigt werden, dass ein großer Teil der Messwerte und daraus abgeleiteten Größen der Theorie entsprechen. Die Diagramme bilden gute Werte ab. Allerdings traten aufgrund von Annahmen von Vereinfachungen, Rundungen, Abweichungen, Schätzungen beim Ablesen der Messschriebe Fehler auf, die zu Unstimmigkeiten innerhalb der Auswertung führten. Kleine Fehler werden dabei größer und summieren sich, wenn mit ihnen für die weitere Auswertung gerechnet wird. Auch ist die Auswirkung von Messabweichungen auf das Gesamtergebnis größer, je weniger Datenpunkte ausgewertet werden.

In der Gesamtheit konnten auf Grundlage der Messdaten jedoch die wichtigsten Kernaussagen getroffen und den theoretischen Grundlagen entsprochen werden.

Kapitel 10

Interpretation der Ergebnisse (AG)

10.1 Höhenruder Trimmkurve

Es wurde der Anstellwinkel α über dem Höhenruder Trimmwinkel aufgetragen. Danach wurde eine lineare Regression vorgenommen, die Regressionsgerade hat die Gleichung $\alpha = -1,4043 * \eta + 3,7329$. Die aufgetragenen Werte liegen sehr nahe an der Geraden. Ein negatives η entspricht einem Ruderausschlag nach oben, dann wird am Heck Abtrieb erzeugt und die Flugzeugnase hebt sich. Der Verlauf der Geraden ist dabei realistisch, je größer der Ausschlag am Ruder wird, desto stärker hebt sich die Flugzeugnase, dabei gibt es einen linearen Zusammenhang.

10.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel

Hier wurde der Auftriebsbeiwert C_A über dem Anstellwinkel α aufgetragen. Danach wurde mit einer linearen Regression eine Regressionsgerade bestimmt, dabei passt die Gerade sehr gut denn alle aufgetragenen Punkte liegen nahe an der Geraden. Die Gleichung der Regressionsgeraden lautet: $C_A = 0,0772\alpha + 0,2234$. Die Werte stimmen mit der Theorie überein, je größer der Anstellwinkel wird, desto größer wird auch der Auftrieb des Tragflügels. Bei noch steileren Anstellwinkeln kommt man zu dem Bereich wo die Strömung nicht mehr sauber um den Flügel strömen kann, es kommt zum Strömungsabriss. Die Gerade würde dann schnell nach unten abknicken, dieser Bereich ist im Graphen nicht eingezeichnet. Da es sich um einen profilierten Flügel handelt wird bei einem Anstellwinkel von null Grad immer noch Auftrieb erzeugt, dann liegt der Auftriebsbeiwert bei C_{A0} bei 0,2234. Der Nullauftriebswinkel bei dem der Flügel keinen Auftrieb mehr erzeugt liegt bei $\alpha_0 = -2,894^\circ$. C_{A0} und α_0 wurde mit Hilfe der Regressionsgeraden bestimmt.

10.3 Lilienthal-Polare

Do 128

Für die Lilienthal-Polare wurde der Auftriebsbeiwert C_A über den Widerstandsbeiwert C_W aufgetragen. Für die eingezeichneten Punkte wurde eine quadratische Regression durchgeführt, die

Gleichung der Regressionskurve lautet: $C_W = 0,0503 + 0,0033 C_A + 0,0258 C_A^2$. Die Punkte liegen sehr nahe an der Kurve und stimmen auch gut mit der Theorie überein. Mit steigendem Auftrieb steigt auch der Widerstand des Flugzeugs immer stärker an, bei wenig Auftrieb steigt der Widerstand nur leicht an. Nach der Regression wurde eine Tangente durch den Ursprung gelegt, beim Berührungspunkt von Tangente und Kurve können nun die Werte für optimales Gleiten C_A^* und C_W^* abgelesen werden, dabei ist $C_A^* = 1,39$ und $C_W^* = 0,105$. Der Nullwiderstandsbeiwert, den das Flugzeug auch ohne Auftrieb hat, kann am X-Achsenschnittpunkt abgelesen werden und beträgt $C_{W0} = 0,05$. Weiterhin kann man in dem Diagramm die minimale reziproke Gleitzahl $\epsilon_{min} = 0,076$ bestimmen mit $\epsilon_{min} = C_W^*/C_A^*$. Zusätzlich kann dann noch der Bahnneigungswinkel $\gamma = \arctan(-\epsilon) = -4,3^\circ$ berechnet werden.

Do 28

Der Aufbau dieses Graphen für den Lilienthal-Polare ist genauso wie bei der Do 128, auch die Werte werden auf die gleiche Art bestimmt. Der eingetragenen Punkte haben diesmal einen großen Abstand zu der quadratischen Polaren, die Werte sind weit verstreut. Besonders zwei Werte bei $C_W = 0,07$ und bei $C_W = 0,09$ haben eine besonders große Abweichung von der Kurve. Dadurch ergibt sich eine Kurve bei der bei niedrigen Auftriebsbeiwerten unterhalb von $C_A = 0,03$ der Widerstandsbeiwert wieder ansteigt. Dieser Verlauf tritt zum Teil auch bei präziser bestimmten Kurven auf. Die Kurvengleichung lautet: $C_W = 0,0678 - 0,0441 C_A + 0,0642 C_A^2$. Dann werden $C_A^* = 1,05$ und $C_W^* = 0,09$ abgelesen, sowie $C_{W0} = 0,07$. Dann ist $\epsilon = 0,086$ und $\gamma = 4,9^\circ$.

10.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit

Do 128

Hier wurde der Widerstand des Flugzeugs Do 128 über die Fluggeschwindigkeit in Metern pro Sekunde aufgetragen. Die einzelnen Messpunkte wurden miteinander verbunden, dabei sieht man das bei steigender Geschwindigkeit der Widerstand immer stärker ansteigt. Der berechnete minimale Widerstand $W_{min} = 2923,3 \text{ N}$ wurde nicht im Diagramm eingezeichnet, dieser liegt außerhalb der gemessenen Werte. Die berechnete optimale Geschwindigkeit $V_{opt} = 42,21 \text{ ms}^{-1}$ ist gerade die Geschwindigkeit bei dem der Gesamtwiderstand am geringsten ist. Das passt nicht zusammen da V_{opt} nicht bei W_{min} liegt. Allerdings beträgt der Widerstand bei V_{opt} ungefähr 3050 N und hat damit nur etwa 125 N Abstand zu W_{min} . Bei niedrigeren Geschwindigkeiten würde der Widerstand durch den zunehmenden Auftriebswiderstand wieder ansteigen, dieser Bereich ist im Graphen nicht zu sehen.

Do 28

Die Werte sind in diesem Diagramm weit verstreut und wurden deshalb auch nicht verbunden, da sich kein sinnvoller Verlauf ergibt. Die optimale Geschwindigkeit beträgt $V_{opt} = 44,92 \text{ ms}^{-1}$. Der berechnete minimale Widerstand liegt bei $W_{min} = 4678,4 \text{ N}$ und damit sogar oberhalb der meisten Messpunkte. Dieser Fehler lässt sich zum Teil durch den zuvor im $C_A C_W$ Diagramm bestimmten großen Wert von C_{W0} erklären, wobei dort schon einige Messwerte starke Abweichungen hatten. Besonders zwei Punkte bei $V = 54 \text{ ms}^{-1}$ und bei $V = 70 \text{ ms}^{-1}$ weichen stark von den restlichen Punkten ab. Ohne diese beiden Punkte kann man sich einen Verlauf vorstellen

bei dem bei niedrigen Geschwindigkeiten der Widerstand durch den Auftriebswiderstand noch groß ist, dann kommt der Widerstand zu einem Minimum und steigt dann mit zunehmender Geschwindigkeit immer stärker an. Das würde einem theoretischen Verlauf entsprechen.

10.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel

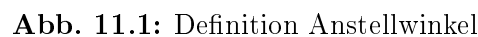
Staudruck und Fluggeschwindigkeit wurden im gleichen Diagramm über dem Anstellwinkel eingezeichnet und haben ungefähr den gleichen Verlauf. Das ist sinnvoll, da die Fluggeschwindigkeit direkt aus dem Staudruck mit $V = \sqrt{(2 * q) / \rho}$ berechnet werden kann. Die beiden Wertereihen folgen ungefähr einem quadratischen Verlauf, auch wenn in diesem Fall auf eine Regression verzichtet wurde. Die Werte sind sinnvoll und passen zur Theorie, je steiler der Anstellwinkel des Flugzeugs wird, desto langsamer wird der Flieger.

10.6 Diskussion des Gesamtversuches/Fehlerdiskussion (AG)

Insgesamt wurden bei dem Flugversuch mit der Do 128 Werte gewonnen die bei der Auswertung dem theoretisch erwarteten Verlauf folgen. Fehler wurden hier bei der Messdatenaufnahme besonders durch die ungenauen Ablesemethoden per Hand gemacht. Eine elektronische Messdatenaufzeichnung hätte genauere Werte geliefert. Bei den gegebenen Messdaten der Do 28 gibt es größere Abweichungen vor der Theorie, obwohl hier die Daten elektronisch aufgezeichnet wurden. Insbesondere beim $C_A C_W$ Diagramm und beim WV Diagramm streuten die Daten sehr weit. Fehler wurden hier beim Ablesen der gedruckten Messwerte auf dem Papier gemacht. Dieser Fehler könnte durch Verwendung der elektronischen Aufzeichnungen vermieden werden. Auch wurden stark oszillierende Messwerte über einen längeren Zeitraum gemittelt wodurch weiter Fehler entstehen. Bei den Berechnungen wurden die Masse gemittelt so dass dort am Anfang und Ende der Sinkflüge Abweichungen von der tatsächlichen Masse entstehen. Bei der Do 28 wurde der Kraftstoffverbrauch nur über eine lineare Interpolation bestimmt ohne Momentanverbrauch zu berücksichtigen. Zwischenergebnisse wurden gerundet wenn zu viele Nachkommastellen vorhanden waren. Trotzdem konnte ein guter Einblick in den Umgang mit realen Messdaten gewonnen werden und auch die Vorgehensweise bei einer Auswertung eines praktischen Versuches konnte geübt werden. Es wurde gezeigt das schon mit wenigen Messdaten die relevanten Kennwerte eines Flugzeuges bestimmt werden können.

Interpretation der Ergebnisse (VR)

Aus den aufgezeichneten Daten im Diagramm 6.3 lässt sich ein linearer Zusammenhang zwischen dem Anstellwinkel α und dem Höhenruderausschlag η feststellen. Die entsprechende Regressionsformel lautet $\alpha = -1,4043 \cdot \eta + 3,7239$. Mit steigendem Höhenruderausschlag sinkt der Anstellwinkel. Der Anstellwinkel α beschreibt den Winkel zwischen dem Fluggeschwindigkeitsvektor und der Flugzeuglängsachse. Ein positiver Winkel α bedeutet, dass die Flugzeuglängsachse positiv gegenüber dem Fluggeschwindigkeitsvektor gedreht ist [1].



11.2 Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel

34

sich wie folgt [1]:

$$C_{A\alpha} = \frac{dC_A}{d\alpha} = 0,0772 \quad (11.1)$$

Bei der Anströmung eines Tragflügels wird die Luft umgelenkt und es entsteht eine Druckdifferenz zwischen Tragflügelober- und Oberseite, was als Voraussetzung für die Entstehung von Auftrieb ist. Der Anstellwinkel des Flügels ist dabei der größte Einflussfaktor für den Auftriebsbeiwert. Für kleine Winkel α mit anliegender Strömung gilt daher der lineare Zusammenhang [1]

$$C_A = C_{A\alpha} (\alpha - \alpha_0) \quad (11.2)$$

Damit stimmen die Messdaten mit der Theorie überein. Jedoch lassen sich keine Aussagen über den maximalen Auftriebsbeiwert treffen, da die aufgenommenen Anstellwinkel im Bereich der anliegenden Strömung liegen und der höchste Auftriebsbeiwert erst kurz vor dem Abreißen der Strömung erreicht wird.

11.3 Lilienthal-Polare

Do 128

Die für C_A und C_W errechneten Werte werden für die Erstellung der Lilienthalpolare im Diagramm 6.1 gegeneinander aufgetragen und die quadratische Polare lässt sich mit folgendem Ansatz [1] bestimmen:

$$C_W = C_{W0} + j \cdot C_A + k \cdot C_A^2 \quad (11.3)$$

Daraus ergibt sich für den Nullwiderstand C_{W0} ein Wert von 0,0503, für den Polynomterm erster Ordnung ein Koeffizient j von 0,0033 und für den zweiten Grades ein Koeffizient k von 0,0258. Aus der Lilienthal-Polare lässt sich die minimale reziproke Gleitzahl ermitteln, die die Höhendifferenz beim Sinken des Flugzeugs bei einer bestimmten Flugstrecke beschreibt. Zur Ermittlung der minimalen reziproken Gleitzahl wird eine Tangente durch den Ursprung an die entstandene Polare gelegt. Am Schnittpunkt der Tangente mit der Polaren können die zugehörigen Beiwerte $C_A^* = 1,39$ und $C_W^* = 0,105$ abgelesen werden, mit denen die reziproke Steigung der Tangente mit

$$\epsilon_{min} = \frac{C_W^*}{C_A^*} = \frac{0,105}{1,39} = 0,0755 \quad (11.4)$$

berechnet werden kann. Der Gleitwinkel γ , der die Drehung des Geschwindigkeitsvektor gegenüber der geodätischen Horizontalebene in x-Richtung beschreibt [1], ergibt sich zu

$$\gamma = \arctan \left(-\frac{C_W^*}{C_A^*} \right) = \arctan \left(-\frac{0,105}{1,39} \right) = -4,32^\circ \quad (11.5)$$

Aus den bekannten Werten C_{W0} und C_A^* lässt sich der Widerstandsanstieg k wie folgt berechnen:

$$C_{W_i} = \frac{C_A^2}{\pi \cdot \Lambda} \cdot k = k * C_A^2, \quad \text{mit } \Lambda = 8,34 \quad (11.6)$$

$$k = \frac{k}{\pi \cdot \Lambda} = 0,676 \quad (11.7)$$

Das entspricht einer Oswaldzahl von $e = 1,5$. Der Oswaldfaktor ist ein Formeffizienzfaktor, der die Abweichung des Tragflügels vom Optimum bei elliptischer Triebwerksverteilung berücksichtigt. In der Theorie wird an dieser Stelle $e \leq 1$ und $k \geq$ erwartet, was bedeutet, dass die aus der Regression entnommenen Werte falsch sind. Da nur vier verschiedene Flugzustände aufgenommen werden konnten, ist die Regression außerhalb des Messwertbereichs ungenau.

Do 28

Bei der Regression der Messpunkte der Do 28 im Diagramm 6.5 mit einer quadratischen Polare ergibt sich für den Nullwiderstand C_{W0} ein Wert von 0,0678, für den Koeffizient des Polynomterms erster Ordnung j ein Wert von -0,0441 und für den Koeffizienten zweiter Ordnung k ein Wert von 0,0642. Die minimale reziproke Gleitzahl berechnet sich somit wie bei der Do 128 mit den Werten $C_A^* = 1,045$ und $C_W^* = 0,09619$ zu $\epsilon_{min} = 0,09$. Der dazugehörige Gleitwinkel γ berechnet sich zu -5° . Die Berechnung des Widerstandsanstiegs k mit 1,6216 und der Oswaldzahl mit 0,6 liefert hier ein mit der Theorie stimmiges Ergebnis.

11.4 Widerstand über Fluggeschwindigkeit

Do 128

Der aus den Messdaten errechnete Widerstand wird im Diagramm 6.2 über die aus dem Flugversuch ermittelten Geschwindigkeiten aufgetragen. Es lässt sich beobachten, dass der Widerstand exponentiell mit steigender Geschwindigkeit wächst.

Der Gesamtwiderstand eines Flugzeugs setzt sich zusammen aus dem Null- und Auftriebswiderstand. Während der Nullwiderstand mit steigender Geschwindigkeit exponentiell zunimmt, nimmt der Auftriebswiderstand exponentiell ab. Die Addition beider Kurven bildet den Gesamtwiderstand, der parabelähnlich nach oben geöffnet ist und einen Tiefpunkt besitzt [1]. An diesem Minimum bewegt sich das Flugzeug mit der optimalen Geschwindigkeit V_{opt} . Eine niedrigere oder höhere Geschwindigkeit würde einen Anstieg des Gesamtwiderstands bedeuten. Hier wurde V_{opt} rechnerisch mit der Gleichung 2.12 berechnet und hat den Wert 42,94. Im Graphen wäre das Mi-

nimum nicht ablesbar, da im Flugversuch nicht langsamer als $42 \frac{m}{s}$ geflogen wurde. Somit lassen sich auch keine Aussagen zum Widerstand im langsameren Flugbereichen treffen. Der minimale Widerstand W_{min} kann mit 2.11 zu 2636,3 N berechnet werden. Damit liegt der errechnete minimale Widerstand deutlich über den im Plot abzulesenden Minimalwert für den Widerstand und könnte nicht durch graphische Auswertung ermittelt werden.

Do 28

Im Vergleich zu den Messwerten der Do 128 im Diagramm 6.2 streuen die Werte mehr, sodass der aus der Theorie zu erwartende Verlauf schwieriger zu erkennen ist. Für die optimale Geschwindigkeit V_{opt} errechnet sich aus obiger Formel ein Wert von $44,92 \frac{m}{s}$ und für den minimalen Widerstand $W_{min} = 4678,4 N$. Damit liegt der minimale Widerstand deutlich über dem aus den Messschrieben errechnete Minimalwert. Dies lässt darauf zurückführen, dass der aus der Lilienthal-Polare entnommene Nullwiderstandsbeiwert C_{W0} vergleichsweise hoch ausfällt.

11.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über Anstellwinkel

Im Diagramm 6.7 sind der Staudruck q und die wahre Fluggeschwindigkeit V_{TAS} über dem Anstellwinkel α aufgetragen. Beide Größen nehmen mit steigendem Anstellwinkel ab und haben einen ähnlichen Verlauf. Die Formel [2]

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho}} \quad (11.8)$$

beschreibt den direkten Zusammenhang von Staudruck und wahrer Fluggeschwindigkeit und erklärt somit auch die Ähnlichkeit beider Verläufe. Wie bereits im Abschnitt Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel beschrieben, steigt der Auftriebsbeiwert C_A mit wachsendem α , was die sinkende Fluggeschwindigkeit bei steigendem Anstellwinkel erklärt. Die zum Gleiten benötigte Geschwindigkeit sinkt bei steigendem Auftriebsbeiwert.

11.6 Diskussion des Gesamtversuchs

Durch die im Flugversuch aufgezeichneten Daten konnten trotz ihres begrenzten Umfangs viele Aussagen über die aerodynamischen Kennwerte des Flugzeugs gemacht werden. Die grafische Auswertung der Messschriebe der Do 28 erweitert die Erkenntnisse aus dem Flugversuch. In einigen Fällen weichen die berechneten Kennwerte stark von den aus den theoretischen Grundlagen erwarteten Werte ab. Dabei spielen Fehler beim Ablesen der Kennwerte aus den Messschrieben, Rundungsfehler und Fehler bedingt durch Ausgleichs- und Regressionsgraden eine Rolle. Diese Fehler addieren sich auf und sind in Kombination mit Aufreißern in einem Datensatz beschränkter Größe der Grund für das Abweichen der Ergebnisse mit der Theorie.

Literatur

- [1] Hecker, P. D.-I. P.: *Flugleistungen - Grundlagen der Flugmechanik*. Institut für FLugführung.
- [2] *Versuch Flugmechanik zum Kompetenzfeldlabor der Luft- und Raumfahrttechnik - Ermittlung Aerodynamischer Größen im Flugversuch*. Institut für Flugführung.