



Technische
Universität
Braunschweig



Laborbericht

Ermittlung Aerodynamischer Größen im Flugversuch mit der Do 128-6

Marco De Gaetano
Jens Karch
Philip Margenfeld
Kilian Schultz
Wentao Wu

Matr.Nr.: 4813585
Matr.Nr.: 4790996
Matr.Nr.: 4791034
Matr.Nr.: 4510545
Matr.Nr.: 4787695

Betreuer: Mark Bitter (mark.bitter@tu-braunschweig.de)

Inhaltsverzeichnis

Nomenklaturverzeichnis	i
Abbildungsverzeichnis	ii
Tabellenverzeichnis	iii
1 Einleitung	1
2 Theoretische Grundlagen	2
2.1 Stationärer Gleitflug	2
2.2 Umrechnen der Versuchsdaten	3
2.2.1 Fluggeschwindigkeit	3
3 Versuchsdurchführung	4
4 Massenabschätzung	5
5 Auswertung der Messdaten	6
6 Darstellung der Ergebnisse	7
7 Interpretation der Ergebnisse	8
7.1 Analyse durch Marco De Gaetano	8
7.1.1 Höhenruder-Trimmkurve	8
7.1.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel	8
7.1.3 LILIENTHAL-Polare	8
7.1.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit	8
7.1.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel	8
7.2 Analyse durch Jens Karch	9
7.2.1 Höhenruder-Trimmkurve	9
7.2.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel	9
7.2.3 LILIENTHAL-Polare	9
7.2.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit	9
7.2.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel	9
7.3 Analyse durch Philip Margenfeld	10
7.3.1 Höhenruder-Trimmkurve	10
7.3.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel	10
7.3.3 LILIENTHAL-Polare	10
7.3.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit	10

7.3.5	Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel	10
7.4	Analyse durch Kilian Schultz	11
7.4.1	Höhenruder-Trimmkurve	11
7.4.2	Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel	11
7.4.3	LILIENTHAL-Polare	11
7.4.4	Widerstand über die Fluggeschwindigkeit	11
7.4.5	Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel	11
7.5	Analyse durch Wentao Wu	12
7.5.1	Höhenruder-Trimmkurve	12
7.5.2	Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel	12
7.5.3	LILIENTHAL-Polare	12
7.5.4	Widerstand über die Fluggeschwindigkeit	12
7.5.5	Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel	12
8	Fazit und Fehlerdiskussion	13
8.1	Marco	13
8.2	Jens	13
8.3	Philip	13
8.4	Kilian	13
8.5	Wentao	13
	Literaturverzeichnis	14

Nomenklaturverzeichnis

Lateinische Formelzeichen

A	Auftriebskraft	$[N]$
C_A	Auftriebsbeiwert	$[1]$
C_W	Widerstandsbeiwert	$[1]$
g	Erdbeschleunigung	$[m/s^2]$
m	Masse	$[kg]$
Q	Querkraft	$[N]$
w_g	Geschwindigkeit	$[m/s]$
W	Widerstandskraft	$[N]$
w_s	Sinkgeschwindigkeit	$[m/s]$

Griechische Formelzeichen

ε	reziproke Gleitzahl	$[1]$
γ	Bahnneigungswinkel	$[^\circ]$

Abbildungsverzeichnis

1.1	Luftkräfte an einem Flugzeug [1]	1
-----	----------------------------------	---

Tabellenverzeichnis

1 Einleitung

Eine Grundvoraussetzung um die Bewegung und Dynamik von Flugkörpern und insbesondere von Flugzeugen zu verstehen, ist das ermitteln wichtiger aerodynamischer Größen. Das Wort Aerodynamik setzt sich aus den zwei altgriechischen Wörtern *aer* (dt. Luft) und *dynamis* (dt. Kraft) zusammen und beschreibt somit das Verhalten eines Luftumströmten Körpers.

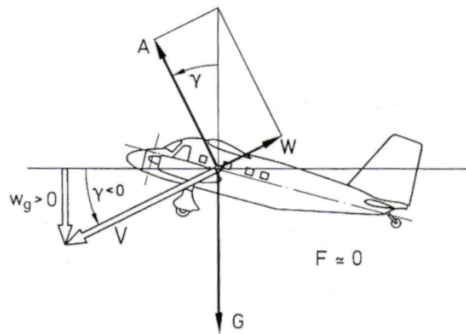


Abbildung 1.1: Luftkräfte an einem Flugzeug [1]

Im Windkanal können solche umströmten Körper getestet werden, wobei durch direkte Kraftmessung ermittelt werden kann, wie groß die Luftkräfte (Auftrieb A , Widerstand W und die hier nicht näher betrachtete Querkraft Q) sind. Aus diesen Kräften lassen sich dann die dimensionslosen aerodynamischen Kennwerte ableiten.

In diesem Labor sollen jedoch die aerodynamischen Eigenschaften des Forschungsflugzeugs der TU Braunschweig, einer Dornier Aircraft Do 128-6, analysiert werden. Natürlich kann ein Flugzeug mit diesen Dimensionen nicht ohne weiteres in einem Windkanal geprüft werden. Um also die aerodynamischen Größen zu ermitteln, bedienen wir uns in diesem Labor einer anderen Methode: der Bestimmung ohne direkter Kraftmessung im stationären Flugzustand. Diese Methodik wird in Kapitel 3 genauer beschrieben.

Das Labor hilft uns das theoretische Wissen, welches wir in Vorlesungen wie Flugmechanik I erlernt haben, auf die Probe zu stellen und erstmals praktisch einzusetzen. Dazu zählt das be- und umrechnen diverser flugmechanischer Größen, aber auch die Erstellung, Analyse und Interpretation von charakteristischen Diagrammen, wie zum Beispiel der LILIENTHAL-Polare. Dabei werden wir nicht immer auf verlässliche Daten stoßen und lernen dem entsprechend auch mit solchen fehlerbehafteten Daten sinnvoll umzugehen.

2 Theoretische Grundlagen

Um die aerodynamischen Größen, wie Auftrieb, Widerstand und deren Beiwerte ohne direkte Kraftmessung zu bestimmen, sind einige Formeln sowie theoretische Grundlagen erforderlich. Da für den Flugversuch nur der stationäre Sinkflug ohne Schub (Gleiten) relevant ist, wird im Folgenden nur dieser Zustand betrachtet.

Zusätzlich werden folgende Vereinfachungen getroffen:

- konst. Bahnwinkel: $\gamma = \text{const.}$
- Propellerschub gleicht Propellerwiderstand aus: $F = 0$
- konst. Geschwindigkeit $V_IAS = \text{const.}$
- Instrumente sind auf Standardatmosphäre kalibriert
- Einbaufehler der Messinstrumente werden nicht berücksichtigt
- Vernachlässigung vom Wind

2.1 Stationärer Gleitflug

Der Grundsatz des stationären Fluges ist, dass die am Flugzeug angreifenden Kräfte im Gleichgewicht stehen.

Das Kräftegleichgewicht mit den zuvor getroffenen Annahmen liefert:

$$W + mg * \sin(\gamma) = 0 \quad (2.1)$$

$$A - mg * \cos(\gamma) = 0 \quad (2.2)$$

Durch trigonometrische Beziehungen ergibt sich:

$$\sin(\gamma) = -\frac{w_g}{V} \quad (2.3)$$

Abbildung 1.1 verdeutlicht diese Zusammenhänge.

Der nach oben hin positiv definierte Bahnwinkel γ ergibt sich aus dem Kräftegleichgewicht zu:

$$\tan(\gamma) = -\frac{W}{A} \quad (2.4)$$

und unter Verwendung der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte zu:

$$\tan(\gamma) = -\frac{C_W}{C_A} \quad (2.5)$$

Um Aussagen über die aerodynamische Güte eines Flugzeuges treffen zu können wird die reziproke Gleitzahl ϵ eingeführt. Sie ergibt sich aus dem Verhältnis von Widerstand und Auftrieb.

$$\epsilon = \frac{W}{A} = -\tan(\gamma) \quad (2.6)$$

2.2 Umrechnen der Versuchsdaten

2.2.1 Fluggeschwindigkeit

Die bei dem Testflug abgelesene Fluggeschwindigkeit (V_{IAS} : indicated airspeed) muss vor der Auswertung in die reale Geschwindigkeit (V_{TAS} : true airspeed) umgerechnet werden.

$$V_{TAS} = V_{IAS} * \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{real}}} \quad (2.7)$$

Die reale Dichte ergibt sich unter Annahme einer isobaren Zustandsänderung aus:

$$\rho_{real} = \rho_{INA} * \frac{T_{INA}}{T_{real}} \quad (2.8)$$

Gl. 2.8 in Gl. 2.7:

$$V_{TAS} = V_{IAS} * \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{INA}} * \frac{T_{real}}{T_{INA}}} \quad (2.9)$$

3 Versuchsdurchführung

Am Tag 21.05.2019 um 13:00 Uhr in Braunschweig Flughafen wurde der Versuch durchgeführt. Mit Pilot flogen 6 Personen zusammen. In Prinzipiell war die damalige Wetter nicht typisch geeignet für Flug, weil es sanft windig und schwer bewölkt war. Die Temperatur war 288 K und der Bodendruck war 1006 hPa.

Der angewendete Flugzeug zum Versuch ist Do 128, der sich zu einem kleinen Flugzeug eignet. Die Spannweite b vom Do 128 ist 15,00 m und die Spannfläche beträgt 29 m². Do 128 ist gar nicht so schwer bzw. die Rüstmasse ist nur 3188 kg. Dieser Flugzeug besitzt zwei Haupttanks, die jeweils 440 lbs (199,58 kg) wiegen, und zwei Reservetanks, die jeweils 406 lbs (184.16 kg) wiegen, und trägt maximal $V_{Kraftst,max}$ 1470 l Kraftstoff, der mit Dichte $\rho_{Kraftst}$ 0.784 kg/l ist.

Es werden vier stationäre Sinkflüge bei unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten durchgeführt. Da es im stationäre Sinkflug keinen Schub gibt und Kraftgleichgewicht herrscht, braucht man A und W auszurechnen statt direkt zu messen.

In dem ersten Versuch stieg der Flugzeug in 5 Minuten in der Höhe 2000 ft (609 m), sank mit Geschwindigkeit 80 kts (41,16 m/s) in die Höhe 1450 ft (441,96 m). Nach kurzer Zeit fing der Flugzeug dem Sinkflug von 2500 ft (762 m) mit Geschwindigkeit 100 kts (51,44 m/s) bis 2000 ft (609,6 m). In den weiteren zwei Versuchen waren die Anfangshöhe und Endhöhe immer gleich wie bei zweitem Versuch bzw. 2500 ft (762 m) und 2000 ft (609,6 m) und der dritte Versuch war mit Geschwindigkeit 120 kts (61,73 m/s) und der vierte Versuch war mit Geschwindigkeit 140 kts (72,02 m/s). Die vier Versuchen dauerten jeweils 1 Minuten 38 Sekunden, 1 Minuten 8 Sekunden, 48 Sekunden und 31 Sekunden.

4 Massenabschätzung

5 Auswertung der Messdaten

6 Darstellung der Ergebnisse

7 Interpretation der Ergebnisse

7.1 Analyse durch Marco De Gaetano

7.1.1 Höhenruder-Trimmkurve

7.1.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

7.1.3 LILIENTHAL-Polare

7.1.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

7.1.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

7.2 Analyse durch Jens Karch

7.2.1 Höhenruder-Trimmkurve

7.2.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

7.2.3 LILIENTHAL-Polare

7.2.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

7.2.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

7.3 Analyse durch Philip Margenfeld

7.3.1 Höhenruder-Trimmkurve

7.3.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

7.3.3 LILIENTHAL-Polare

7.3.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

7.3.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

7.4 Analyse durch Kilian Schultz

7.4.1 Höhenruder-Trimmkurve

7.4.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

7.4.3 LILIENTHAL-Polare

7.4.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

7.4.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

7.5 Analyse durch Wentao Wu

7.5.1 Höhenruder-Trimmkurve

7.5.2 Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel

7.5.3 LILIENTHAL-Polare

7.5.4 Widerstand über die Fluggeschwindigkeit

7.5.5 Staudruck und Fluggeschwindigkeit über dem Anstellwinkel

8 Fazit und Fehlerdiskussion

8.1 Marco

8.2 Jens

8.3 Philip

8.4 Kilian

8.5 Wentao

Literaturverzeichnis

- [1] Institut für Flugführung. *Skript: Versuch Flugmechanik zum Kompetenzfeldlabor der Luft- und Raumfahrttechnik*. Technische Universität Braunschweig, SS2019.