

Berliner Tor 5
20099 Hamburg

FLUGZEUGBAU

theoretische Arbeit
- Flugzeugbau -

Bestimmen von Flugleistungen und -eigenschaften aus Flugversuchsdaten der Muster Cessna 172 und Piper Archer

Verfasser: Oliver Meins

Abgabedatum: 24.09.2001

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME



Kurzreferat

Die vorliegende Arbeit beschreibt die Bestimmung von Flugleistungsdaten und Flugeigenschaftsparametern für die Flugzeugmuster Cessna 172 und Piper Archer. Dabei werden Messdaten ausgewertet, die anhand von Flugversuchspraktika mit geringem messtechnischen Aufwand aufgenommen wurden.

Es werden unter anderem bei einigen Versuchen unterschiedliche Auswertungsverfahren für die beiden Flugzeugmuster angewendet, um die Möglichkeiten der Ergebnisfindung aufzuzeigen. Die ausgewerteten und korrigierten Messdaten lassen einen Vergleich mit den flugzeugspezifischen Daten aus den Flughandbüchern der Flugzeugmuster zu und werden anhand von Tabellen und Diagrammen dargestellt.

Diese Arbeit soll zusätzlich als Musterlösung für die Erstellung der Versuchsprotokolle dienen, die im Rahmen der Flugpraktika von den Studenten angefertigt werden müssen. Aus diesem Grund ist im Anhang ein Messdatenprotokoll eingefügt, welches dem Studenten ein schnelles und unproblematisches Aufnehmen der im Flugversuch anfallenden Daten ermöglichen soll.

Bestimmen von Flugleistungen und -eigenschaften aus Flugversuchsdaten der Muster Cessna 172 und Piper Archer

Theoretische Arbeit nach §11 (3) Ziffer 6 der Prüfungsordnung.

Hintergrund

Im Rahmen der Wahlvorlesung "Flugerprobung" im Studiengang Flugzeugbau der Fachhochschule Hamburg wurden Flugpraktika durchgeführt. Aus diesen Flugpraktika liegen eine Reihe von Messungen zu Flugleistungen und Flugeigenschaften der Muster Cessna 172 und Piper Archer (PA28) vor. Die Messungen wurden dokumentiert von den jeweiligen Teilnehmern in Form von Flugversuchsberichten.

Aufgabe

Aufgabe ist die systematische Anwendung des in den Vorlesungen "Flugmechanik 1" und "Flugerprobung" vermittelten Stoffs bei der Auswertung der Messergebnisse aus den Flugpraktika. Im Unterschied zu den Flugversuchsberichten soll in dieser Arbeit auch auf die Korrektur der Flugleistungen auf Standardbedingungen (d.h. Korrektur z.B. auf maximale Abflugmasse und ISA Standard-Atmosphäre) eingegangen werden. Darüber hinaus besteht die Möglichkeit, aus der Summe der vorliegenden Daten, Aussagen mit höherer Genauigkeit ableiten zu können. Zumindest können Flugleistungsparameter mit mehr Datenpunkten belegt werden als dies bei den einzelnen Flugversuchsberichten der Fall ist. Folgende Punkte sind zu bearbeiten:

- Abschätzen der Startstrecke.
- Kalibrieren des Geschwindigkeitsmessers.
- Bestimmen des Übersetzungsverhältnisses der Höhensteuerung und bestimmen von Scharniermomenten aus den Kraftmessungen am Steuerhorn.
- Bestimmen von Steigraten und Steigwinkeln.
- Bestimmen von Sinkraten und Sinkwinkeln.
- Bestimmen von Gleitzahlen, Auftriebs- und Widerstandsbeiwerten sowie der Polaren.
- Bestimmen der Überziehgeschwindigkeit und des maximalen Auftriebsbeiwertes.
- Dokumentieren der qualitativen Beobachtung zur statischen Längs-, Quer- und Richtungsstabilität.
- Bestimmung von Frequenz und Dämpfung der Phygoide.
- Auswerten der Versuche zur Spiralstabilität und zur Taumelschwingung.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder	9
Verzeichnis der Tabellen	10
Liste der Symbole	14
Liste der Abkürzungen	18
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen	19
1 Einleitung	22
1.1 Ziel der Arbeit.....	22
1.2 Grundlagen	22
1.3 Begriffsdefinitionen.....	23
1.4 Aufbau der Arbeit	24
2 Beschreibung der Flugzeugmuster	25
2.1 Cessna 172	25
2.1.1 Technische Daten.....	25
2.1.2 Dreiseitenansicht.....	26
2.2 Piper Archer	27
2.2.1 Technische Daten.....	27
2.2.2 Dreiseitenansicht.....	28
Flugleistungen	
3 Versuch 1: Startstrecke	29
3.1 Versuchsbeschreibung.....	29
3.2 Generelle Daten	30
3.3 Messdaten.....	31
3.4 Auswertung der Messdaten	31
3.5 Berechnungsmethoden	32
3.5.1 Graphische Lösung	32
3.5.2 Mathematische Lösung (1).....	36
3.5.3 Mathematische Lösung (2).....	37
3.6 Vergleich der Ergebnisse.....	45

4	Versuch 2: Geschwindigkeitskalibrierung	46
4.1	Versuchsbeschreibung.....	46
4.2	Generelle Daten.....	47
4.3	Messdaten.....	47
4.4	Auswertung der Messdaten.....	48
4.5	Berechnung der kalibrierten Geschwindigkeit.....	49
4.6	Vergleich der Ergebnisse.....	50
5	Versuch 3: Höhenruder Scharniermoment	51
5.1	Versuchsbeschreibung.....	51
5.2	Generelle Daten.....	52
5.3	Berechnung des Übersetzungsverhältnisses.....	52
5.3.1	Messdaten.....	52
5.3.2	Auswertung der Messdaten.....	52
5.4	Berechnung des Scharniermomentes.....	54
5.4.1	Messdaten.....	54
5.4.2	Auswertung der Messdaten.....	54
6	Versuch 4: Steigflug	56
6.1	Versuchsbeschreibung.....	56
6.2	Generelle Daten.....	57
6.3	Messdaten.....	57
6.4	Auswertung der Messdaten.....	58
6.4.1	Berechnung der Steigraten.....	59
6.4.2	Berechnung der Steigwinkel.....	67
6.5	Vergleich der Ergebnisse.....	68
7	Versuch 5: Sinkflug	69
7.1	Versuchsbeschreibung.....	69
7.2	Generelle Daten.....	70
7.3	Messdaten.....	70
7.4	Auswertung der Messdaten.....	71
7.4.1	Berechnung der Sinkraten.....	71
7.4.2	Berechnung der Sinkwinkel.....	79
7.4.3	Berechnung der Gleitzahlen.....	80
7.4.4	Berechnung der Auftriebs -und Widerstandsbeiwerte.....	81
7.4.5	Ermittlung der Polaren.....	82
7.5	Vergleich der Ergebnisse.....	85

8	Versuch 6: Überzogener Flugzustand	87
8.1	Versuchsbeschreibung	87
8.2	Generelle Daten	87
8.3	Messdaten.....	88
8.4	Auswertung der Messdaten	89
8.4.1	Berechnung der Überziehgeschwindigkeiten.....	89
8.4.2	Berechnung der maximalen Auftriebsbeiwerte	91
8.5	Vergleich der Ergebnisse.....	92

Flugeigenschaften

9	Versuch 7: Statische Stabilität	93
9.1	Versuchsbeschreibung	93
9.2	Generelle Daten	93
9.3	Qualitative Ergebnisse.....	93
9.3.1	Längsstabilität.....	94
9.3.2	Querstabilität	95
9.3.3	Kursstabilität.....	95
10	Versuch 8: Dynamische Stabilität der Längsbewegung (Phygoide)	96
10.1	Versuchsbeschreibung	96
10.2	Phygoide mit festem Ruder	97
10.2.1	Generelle Daten	97
10.2.2	Messdaten.....	98
10.2.3	Auswertung der Messdaten	98
10.2.3.1	Berechnung der Frequenz.....	99
10.2.3.2	Berechnung der Dämpfung.....	99
10.2.3.3	Berechnung mit EXCEL -Iteration	100
10.2.3.4	Berechnung mit Faustformel	101
10.3	Phygoide mit loseem Ruder	101
10.3.1	Generelle Daten	101
10.3.2	Messdaten.....	102
10.3.3	Auswertung der Messdaten	103
10.3.3.1	Berechnung der Frequenz.....	103
10.3.3.2	Berechnung der Dämpfung.....	103
10.3.3.3	Berechnung mit EXCEL -Iteration	104
10.3.3.4	Berechnung mit Faustformel	105
10.4	Vergleich der Ergebnisse.....	105

11	Versuch 9: Dynamische Stabilität der Seitenbewegung	106
11.1	Rollbewegung.....	106
11.2	Taumelschwingung	106
11.2.1	Versuchsbeschreibung.....	106
11.2.2	Generelle Daten	107
11.2.3	Messdaten.....	107
11.2.4	Auswertung der Messdaten	107
11.3	Spiralstabilität	107
11.3.1	Versuchsbeschreibung.....	108
11.3.2	Generelle Daten	108
11.3.3	Messdaten.....	108
11.3.4	Auswertung der Messdaten	109
12	Zusammenfassung	111
	Literaturverzeichnis	112
	Anhang A Flugplatzkarte und Ausschnitte aus Luftfahrtkarten	115
A.1	Landekarte Hamburg -Finkenwerder	115
A.2	Messstrecke Versuch C1 (GPS).....	116
A.2	Messstrecke Versuch P1	117
	Anhang B Diagramme	118
B.1	Universeller Propellerwirkungsgrad.....	118
B.2	NACA 2412 Wing Section.....	119
B.3	NACA 65 ₂ – 415 Wing Section.....	120
	Anhang C EXCEL –Auswertung zur Phygoide	121
C.1	Festes Ruder	121
C.1.1	Versuch C1, Höhe	121
C.1.2	Versuch P1, Höhe.....	122
C.1.3	Versuch P1, Geschwindigkeit.....	123
C.2	Loses Ruder.....	124
C.2.1	Versuch C1, Höhe	124
C.2.2	Versuch C1, Geschwindigkeit	125
C.2.3	Versuch P1, Höhe.....	126
	Anhang D Messdatenprotokoll	127

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Dreiseitenansicht Reims/Cessna F172 M	26
Bild 2.2	Dreiseitenansicht Piper Archer II PA-28-181.....	28
Bild 3.1	Definition der Strecken und Geschwindigkeiten.....	29
Bild 3.2	Startstreckendiagramm (Versuch C1).....	34
Bild 3.3	Startstreckendiagramm (Versuch P1)	34
Bild 3.4	Definitionen der Übergangsflugstrecke	37
Bild 4.1	Darstellung der Messstrecke	46
Bild 4.2	Geschwindigkeitskalibrierung (Versuch C1).....	50
Bild 5.1	Kinematik der Höhenrudersteuerung	51
Bild 5.2	Kalibrierungskurve.....	53
Bild 6.1	Darstellung der Sägezahnmethode (Steigflugversuch).....	56
Bild 6.2	Steigrate in Abhängigkeit der wahren Fluggeschwindigkeit (Versuch C1).....	66
Bild 6.3	Steigrate in Abhängigkeit der wahren Fluggeschwindigkeit (Versuch P1).	66
Bild 7.1	Darstellung der Sägezahnmethode (Sinkflugversuch).....	69
Bild 7.2	Sinkrate in Abhängigkeit der wahren Fluggeschwindigkeit (Versuch C).....	78
Bild 7.3	Sinkrate in Abhängigkeit der wahren Fluggeschwindigkeit (Versuch P1)	78
Bild 7.4	Polardiagramm (Versuch C).....	83
Bild 7.5	Lilienthal Polardiagramm (Versuch C).....	83
Bild 7.6	Polardiagramm (Versuch P1)	84
Bild 10.1	Phygoide.....	97
Bild 10.2	Phygoide mit festem Ruder (Versuch C1, Geschwindigkeit)	100
Bild 10.3	Phygoide mit losem Ruder (Versuch P1, Geschwindigkeit).....	104
Bild 11.1	Hängewinkel in Abhängigkeit der Zeit (Versuch C1)	110
Bild 11.2	Hängewinkel in Abhängigkeit der Zeit (Versuch P1)	110
Bild A.1	Landekarte Hamburg-Finkenwerder	115
Bild A.2	Messstrecke Versuch C1	116
Bild A.3	Messstrecke Versuch P1	117
Bild B.1	Universeller Propellerwirkungsgrad für Starrluftschrauben	118
Bild B.2	NACA 2412 Wing Section.....	119
Bild B.3	NACA 65 ₂ – 415 Wing Section	120
Bild C.1	Phygoide mit festem Ruder (Versuch C1, Höhe)	121
Bild C.2	Phygoide mit festem Ruder (Versuch P1, Höhe).....	122
Bild C.3	Phygoide mit festem Ruder (Versuch P1, Geschwindigkeit).....	123
Bild C.4	Phygoide mit losem Ruder (Versuch C1, Höhe)	124
Bild C.5	Phygoide mit losem Ruder (Versuch C1, Geschwindigkeit)	125
Bild C.6	Phygoide mit losem Ruder (Versuch P1, Höhe).....	126

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 3.1	Generelle Daten (Versuch 1).....	30
Tabelle 3.2	Berechnung der Startmasse.....	30
Tabelle 3.3	Weg-Zeit Messung.....	31
Tabelle 3.4	Momentangeschwindigkeiten.....	31
Tabelle 3.5	Geschwindigkeiten.....	33
Tabelle 3.6	Startstrecke aus graphischer Lsg.	35
Tabelle 3.7	Korrektur der Startstrecke.....	35
Tabelle 3.8	EXCEL - Funktionen.....	36
Tabelle 3.9	Korrektur der Startstrecke (Lsg.1).....	36
Tabelle 3.10	Luftdruck/Luftdichte.....	38
Tabelle 3.11	durchschnittliche Geschwindigkeit.....	38
Tabelle 3.12	max. Auftriebsbeiwert.....	38
Tabelle 3.13	Triebwerksschub.....	39
Tabelle 3.14	Auftrieb.....	39
Tabelle 3.15	Widerstand.....	40
Tabelle 3.16	Rollreibung.....	40
Tabelle 3.17	Startrollstrecke.....	41
Tabelle 3.18	Lastvielfaches.....	41
Tabelle 3.19	Radius.....	42
Tabelle 3.20	Triebwerksschub.....	42
Tabelle 3.21	Widerstand.....	43
Tabelle 3.22	Steigwinkel.....	43
Tabelle 3.23	Überflughöhe.....	43
Tabelle 3.24	Übergangsflugstrecke.....	44
Tabelle 3.25	Startstrecke.....	44
Tabelle 3.26	Korrektur der Startstrecke (Lsg.2).....	44
Tabelle 3.27	Vergleich der Startstrecken.....	45
Tabelle 4.1	Generelle Daten (Versuch 2).....	47
Tabelle 4.2	GPS-Geschwindigkeiten.....	47
Tabelle 4.3	Zeitmessung Hin- und Rückflug.....	47
Tabelle 4.4	Berechnung der wahren Geschwindigkeit (GPS).....	48
Tabelle 4.5	Berechnung der wahren Geschwindigkeit.....	48
Tabelle 4.6	Berechnung der kalibrierten Geschwindigkeit (GPS).....	49
Tabelle 4.7	Berechnung der kalibrierten Geschwindigkeit.....	49
Tabelle 4.8	Vergleich der Geschwindigkeiten (GPS).....	50
Tabelle 4.9	Vergleich der Geschwindigkeiten.....	50
Tabelle 5.1	Generelle Daten (Versuch 3).....	52
Tabelle 5.2	Messwerte aus Bodenversuch.....	52
Tabelle 5.3	Übersetzungsverhältnisse.....	53

Tabelle 5.4	Messwerte aus Flugversuch.....	54
Tabelle 5.5	Berechnung des Scharniermomentes	55
Tabelle 6.1	Generelle Daten (Versuch 4).....	57
Tabelle 6.2	Zeitmessung der Steigflüge (Versuch C1)	57
Tabelle 6.3	Zeitmessung der Steigflüge (Versuch P1).....	57
Tabelle 6.4	Einteilung der Höhenbänder (Versuch C1)	58
Tabelle 6.5	Einteilung der Höhenbänder (Versuch P1).....	58
Tabelle 6.6	Korrektur des Höhenbandes (Versuch C1)	59
Tabelle 6.7	Korrektur des Höhenbandes (Versuch P1)	59
Tabelle 6.8	Korrektur der Fluggeschwindigkeit (Versuch C1)	60
Tabelle 6.9	Korrektur der Fluggeschwindigkeit (Versuch P1).....	60
Tabelle 6.10	Korrektur der Beschleunigung (Versuch C1).....	61
Tabelle 6.11	Korrektur der Beschleunigung (Versuch P1)	61
Tabelle 6.12	Berechnung der Steigraten (Versuch C1)	62
Tabelle 6.13	Berechnung der Steigraten (Versuch P1).....	62
Tabelle 6.14	Verwendete Werte für Korrekturrechnung	63
Tabelle 6.15	Korrektur der Flugzeugmasse (Versuch C1).....	64
Tabelle 6.16	Korrektur der Flugzeugmasse (Versuch P1)	64
Tabelle 6.17	Korrektur der Versuchshöhe (Versuch C1)	65
Tabelle 6.18	Korrektur der Versuchshöhe (Versuch P1).....	65
Tabelle 6.19	Berechnung der Steigwinkel (Versuch C1).....	67
Tabelle 6.20	Berechnung der Steigwinkel (Versuch P1)	67
Tabelle 6.21	Vergleich der Steigraten.....	68
Tabelle 6.22	Vergleich der Geschwindigkeiten	68
Tabelle 7.1	Generelle Daten (Versuch 5).....	70
Tabelle 7.2	Zeitmessung der Sinkflüge (Versuch C)	70
Tabelle 7.3	Zeitmessung der Sinkflüge (Versuch P1).....	70
Tabelle 7.4	Korrektur des Höhenbandes (Versuch C).....	71
Tabelle 7.5	Korrektur des Höhenbandes (Versuch P1)	71
Tabelle 7.6	Korrektur der Fluggeschwindigkeit (Versuch C)	72
Tabelle 7.7	Korrektur der Fluggeschwindigkeit (Versuch P1).....	72
Tabelle 7.8	Korrektur der Beschleunigung (Versuch C).....	73
Tabelle 7.9	Korrektur der Beschleunigung (Versuch P1)	73
Tabelle 7.10	Berechnung der Sinkraten (Versuch C)	74
Tabelle 7.11	Berechnung der Sinkraten (Versuch P1).....	74
Tabelle 7.12	Verwendete Werte für Korrekturrechnung	75
Tabelle 7.13	Korrektur der Flugzeugmasse (Versuch C).....	76
Tabelle 7.14	Korrektur der Flugzeugmasse (Versuch P1).....	76
Tabelle 7.15	Korrektur der Versuchshöhe (Versuch C)	77
Tabelle 7.16	Korrektur der Versuchshöhe (Versuch P1).....	77
Tabelle 7.17	Berechnung der Sinkwinkel (Versuch C).....	79

Tabelle 7.18	Berechnung der Sinkwinkel (Versuch P1)	79
Tabelle 7.19	Berechnung der Gleitzahlen (Versuch C).....	80
Tabelle 7.20	Berechnung der Gleitzahlen (Versuch P1)	80
Tabelle 7.21	Berechnung der Auftriebs – und Widerstandsbeiwerte (Versuch C).....	81
Tabelle 7.22	Berechnung der Auftriebs – und Widerstandsbeiwerte (Versuch P1)	81
Tabelle 7.23	Berechnung der Widerstandspolare (Versuch C)	82
Tabelle 7.24	Berechnung der Widerstandspolare (Versuch P1).....	84
Tabelle 7.25	Vergleich der Sinkraten.....	85
Tabelle 7.26	Vergleich der Geschwindigkeiten	86
Tabelle 8.1	Generelle Daten (Versuch 6).....	87
Tabelle 8.2	Geschwindigkeitsmessung (Versuch C1).....	88
Tabelle 8.3	Geschwindigkeitsmessung (Versuch P1)	88
Tabelle 8.4	kalibrierte Überziehgeschwindigkeit (Versuch C1)	89
Tabelle 8.5	kalibrierte Überziehgeschwindigkeit (Versuch P1).....	89
Tabelle 8.6	korrigierte Überziehgeschwindigkeit (Versuch C1).....	90
Tabelle 8.7	korrigierte Überziehgeschwindigkeit (Versuch P1).....	90
Tabelle 8.8	maximaler Auftriebsbeiwert (Versuch C1).....	91
Tabelle 8.9	maximaler Auftriebsbeiwert (Versuch P1)	91
Tabelle 8.10	Vergleich der Überziehgeschwindigkeiten (Versuch C1)	92
Tabelle 8.11	Vergleich der Überziehgeschwindigkeiten (Versuch P1).....	92
Tabelle 8.12	Vergleich der maximalen Auftriebsbeiwerte.....	92
Tabelle 9.1	Generelle Daten (Versuch 7).....	93
Tabelle 9.2	Schwerpunktberechnung (Versuch C1)	94
Tabelle 9.3	Schwerpunktberechnung (Versuch P1).....	94
Tabelle 10.1	Generelle Daten (Versuch 8, festes Ruder).....	97
Tabelle 10.2	Messdaten (Versuch C1, festes Ruder).....	98
Tabelle 10.3	Messdaten (Versuch P1, festes Ruder)	98
Tabelle 10.4	Berechnung der Frequenz (festes Ruder).....	99
Tabelle 10.5	Berechnung der Dämpfung (Versuch C1, festes Ruder).....	99
Tabelle 10.6	Berechnung der Dämpfung (Versuch P1, festes Ruder)	99
Tabelle 10.7	Berechnung mit EXCEL –Iteration (festes Ruder).....	100
Tabelle 10.8	Berechnung mit Faustformel (Versuch C1, festes Ruder).....	101
Tabelle 10.9	Berechnung mit Faustformel (Versuch P1, festes Ruder).....	101
Tabelle 10.10	Generelle Daten (Versuch 8, loses Ruder)	101
Tabelle 10.11	Messdaten (Versuch C1, loses Ruder).....	102
Tabelle 10.12	Messdaten (Versuch P1, loses Ruder)	102
Tabelle 10.13	Berechnung der Frequenz (loses Ruder).....	103
Tabelle 10.14	Berechnung der Dämpfung (Versuch C1, loses Ruder).....	103
Tabelle 10.15	Berechnung der Dämpfung (Versuch P1, loses Ruder)	103
Tabelle 10.16	Berechnung mit EXCEL –Iteration (loses Ruder).....	104
Tabelle 10.17	Vergleich der Ergebnisse.....	105

Tabelle 11.1	Generelle Daten (Versuch 9, Taumelschwingung)	106
Tabelle 11.2	Zeitmessung.....	106
Tabelle 11.3	Berechnung der Periodendauer und Frequenz.....	107
Tabelle 11.4	Generelle Daten (Versuch 9, Spiralstabilität)	108
Tabelle 11.5	Zeitmessung (Versuch C1).....	108
Tabelle 11.6	Zeitmessung (Versuch P1)	108
Tabelle C.1	EXCEL –Iteration (Versuch C1, Höhe)	121
Tabelle C.2	EXCEL –Iteration (Versuch P1, Höhe).....	122
Tabelle C.3	EXCEL –Iteration (Versuch P1, Geschwindigkeit).....	123
Tabelle C.4	EXCEL –Iteration (Versuch C1, Höhe)	124
Tabelle C.5	EXCEL –Iteration (Versuch C1, Geschwindigkeit)	125
Tabelle C.6	EXCEL –Iteration (Versuch P1, Höhe).....	126

Liste der Symbole

A	Amplitude <i>oder</i> Streckung (aspect ratio)
A_1	Faktor
b	Spannweite
B_1	Faktor
$C_{D,0}$	Nullwiderstandsbeiwert
$C_{D,G}$	Widerstandsbeiwert im Bodeneffekt
$C_{L,G}$	Auftriebsbeiwert im Bodeneffekt
c_D, C_D	Widerstandsbeiwert (drag coefficient)
c_L, C_L	Auftriebsbeiwert (lift coefficient)
$c_{L,max}, C_{L,max}$	maximaler Auftriebsbeiwert
d	Durchmesser
D	Widerstand (drag)
e	Oswald's efficiency factor
E	Gleitzahl
F_f	Rollreibung
F_p	Pilotenkraft
g	Erdbeschleunigung
h	Flughöhe <i>oder</i> Höhe
h_p	Druckhöhe
h_{Tr}	Überflughöhe
H	geopotentielle Höhe
HM	Höhenruder Scharniermoment
J	Fortschrittsgrad
k	Konstante
ka	Konstante
l	Länge oder Hebelarm
L	Auftrieb (lift) <i>oder</i> Temperaturgradient
L/D	Gleitzahl
m	Masse
m_F	Kraftstoffmasse
m_{MTO}	maximale Abflugmasse
m_{TO}	Startmasse

m_V	Versuchsmasse
n	Drehzahl <i>oder</i> Lastvielfaches
p	Luftdruck
P_S	Wellenleistung (shaft horse p ower)
R	Gaskonstante <i>oder</i> Oberflächenrauigkeit <i>oder</i> Radius
ROC	Steigrate (rate of climb)
ROS	Sinkrate (rate of sink)
s	Startstrecke
s_a	Übergangsflugstrecke
s_g	Startrollstrecke
s_P	Abstand vom Steuerhorn zum Instrumentenbrett
s_W	Startstrecke mit Gegenwindeinfluss
s_{Cl}	Steigstrecke (c limb segment)
s_{Tr}	Übergangsstrecke (t ransition segment)
$s_{o.W}$	Startstrecke ohne Gegenwindeinfluss
t	Zeit
t_{HW}	Überflugzeitpunkt
t_{double}	Zeit bis zur Verdoppelung der Amplitude einer Schwingung
T	Periodendauer <i>oder</i> Temperatur <i>oder</i> Triebwerksschub
v	Geschwindigkeit
v_2	sichere Startgeschwindigkeit
v_H	Vergleichsgeschwindigkeit
v_S	Überziehggeschwindigkeit
v_W	Windgeschwindigkeit
v_{av}	durchschnittliche Geschwindigkeit
v_{HW}	Vergleichsgeschwindigkeit mit Gegenwindkorrektur
W	Gewicht (w eight)
$\Delta s / \Delta t$	Momentangeschwindigkeit
$\Delta s_p / \mathbf{d}$	Übersetzungsverhältnis

Griechische Symbole

Δ	Differenz
d	Ausschlagwinkel einer Steuerfläche
Φ	Modifizierungsparameter
g	Steigwinkel
g^*	Sinkwinkel
h	Wirkungsgrad
l	Dämpfung
m	Widerstandskoeffizient
w	Kreisfrequenz
r	Luftdichte
s	relative Luftdichte

Indizes

0	in Höhe Null der ISA, bei MTOW
1,2	im Zustand 1,2
<i>f</i>	Landeklappen
<i>h</i>	von vorne (head)
<i>m</i>	gemittelte Größe
<i>s</i>	von der Seite (side)
<i>v</i>	Geschwindigkeitskorrektur
<i>G</i>	Geschwindigkeit
<i>H</i>	Hinflug <i>oder</i> Höhe
<i>K</i>	Korrektur
<i>P</i>	Propeller
<i>R</i>	Rückflug
<i>T</i>	Temperaturkorrektur
<i>GS</i>	wahre Geschwindigkeit über Grund (ground speed)
<i>TO</i>	Bedingungen beim Start (take-off)
max	maximaler Wert
min	minimaler Wert
<i>CAS</i>	kalibrierte Geschwindigkeit (calibrated airspeed)
<i>EAS</i>	äquivalente Geschwindigkeit (equivalent airspeed)
<i>IAS</i>	angezeigte Geschwindigkeit (indicated airspeed)
<i>ISA</i>	internationale Standardatmosphäre
<i>LOF</i>	Bedingungen beim Abheben (lift-off)
<i>TAS</i>	wahre Geschwindigkeit (true airspeed)
<i>ber.</i>	berechneter Wert
<i>gem.</i>	gemessener Wert
<i>design</i>	Wert für Auslegungspunkt
<i>MTOW</i>	maximale Abflugmasse (maximum take off weight)

Liste der Abkürzungen

FAA	F ederal A viation A dministration
FAR	F ederal A viation R egulations
FH	Flughandbuch
GPS	G lobal P ositioning S ystem (Satellitennavigationssystem)
IAS	I ndicated A ir S peed
ICAO	I nternational C ivil A viation O rganisation
ISA	I nternationale S tandard A tmosphäre
JAA	J oint A viation A uthorities
JAR	J oint A viation R equirements
NACA	N ational A dvisory C ommittee for A eronautics
OPS	O perations
QNH	Q uestion N ormal H igh
TAS	T rue A ir S peed

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

festes Ruder

Nach Einbringen einer Störung in einen Gleichgewichtszustand, wird das Ruder in die Stellung während des Gleichgewichtszustandes zurückgebracht und dort fixiert.

(nach **Kermode 1972**)

Flughandbuch

Ein zum Lufttüchtigkeitszeugnis gehöriges Handbuch, in welchem die Grenzen festgelegt sind, innerhalb derer das Flugzeug als lufttüchtig anzusehen ist, und das Anweisungen und Angaben enthält, welche die Flugbesatzung für den sicheren Betrieb des Flugzeuges benötigt.

(**Cescotti 1993**)

Flugzustände

Horizontal-, Steig-, Sink- und Kurvenflug

Gleitflureichweite

Horizontale Entfernung, die aus einer gegebenen Höhe ohne Schub durch das Flugzeug zurückgelegt werden kann.

Hängewinkel

Winkel zwischen der Querachse des Flugzeuges und der Horizontlinie.

loses Ruder

Nach Einbringen einer Gleichgewichtsstörung werden über die Steuerung keine Momente auf das Ruder ausgeübt.

(nach **Kermode 1972**)

Phygoide

Langperiodische Schwingung, die vorwiegend auf Änderung der Fluggeschwindigkeit beruht.

(**Cescotti 1993**)

Pitot –Rohr

Rohr, dessen offenes Ende in die Bewegungsrichtung zeigt, so dass sich im Unterschallbereich in seinem Inneren der Gesamtdruck einstellt.

(**Cescotti 1993**)

Polare

Die Kurve, die entsteht, wenn man c_a über c_w aufträgt.

(**Dubs 1966**)

Sägezahnflüge

Serie von stationären Steig- und Sinkflügen bei verschiedenen Geschwindigkeiten nach Fahrtmesseranzeige mit Vollgas und Leerlauf um eine mittlere Höhe.

(nach **Wedrow 1959**)

Spiralstabilität

Eigenschaft eines Flugzeuges, aus einer mit steiler Querlage geflogenen Spirale nach unten von selbst in den Normalflugzustand zurückzukehren, oder die Flugeigenschaft, aus einer Kurve mit Querlage nicht in einen Spiralflug überzugehen.

(**Cescotti 1993**)

Stabilität

Eigenschaft, infolge derer jede Störung einer stationären Bewegung zum Abklingen neigt. Ein gegebener stationärer Flugzustand ist stabil, wenn das Flugzeug nach einer Störung wieder ohne Steuerbetätigung des Luftfahrzeugführers in diesen Zustand zurückkehrt.

(**Cescotti 1993**)

Startlaufstrecke

Horizontale Strecke vom Beginn des Startlaufes bis zum Abheben des Flugzeugs

Startstrecke

Horizontale Strecke vom Beginn des Startlaufes bis zum Erreichen einer Höhe von 15 m über der Startbahn.

Taumelschwingung

Eine Schwingung um die Hochachse mit ausgeprägter Rollkomponente.(Dutch Roll)

(nach **Cescotti 1993**)

Übergangsflygstrucke

Horizontale Strecke zwischen Abheben des Flugzeugs und Erreichen der Höhe von 15 m über der Startbahn.

V_{IAS} (Angezeigte Fluggeschwindigkeit)

Anzeige eines Fahrtmessers, die nur um den Instrumentenfehler korrigiert ist.

(**Cescotti 1993**)

V_{CAS} (Berichtigte Fluggeschwindigkeit)

Ein nach der Berichtigung der Fahrtmesseranzeige zur Kompensation von Einbau- und Instrumentenfehlern, Fehlern im Staurohrsystem und Fluglagefehlern erhaltener Fluggeschwindigkeitswert.

(**Cescotti 1993**)

V_{EAS} (Äquivalente Fluggeschwindigkeit)

Produkt aus der wahren Fluggeschwindigkeit und der Quadratwurzel aus der relativen Luftdichte.

(Cescotti 1993)

V_{TAS} (Wahre Fluggeschwindigkeit; Eigengeschwindigkeit)

Die Geschwindigkeit des Flugzeugs relativ zur ungestörten Luft.

(Cescotti 1993)

1 Einleitung

1.1 Ziel der Arbeit

Diese Arbeit soll die während der Flugpraktika aufgenommenen Daten mit Hilfe des in den Vorlesungen Flugerprobung und Flugmechanik vermittelten Wissens auswerten und darstellen. Der Schwerpunkt der Auswertung liegt bei der Korrektur der Messdaten auf die Internationale Standard Atmosphäre (ISA) und die maximale Startmasse, um einen Vergleich mit den aus den Flughandbüchern der Flugzeugmuster vorliegenden Daten durchzuführen.

Die dazu notwendigen Flugversuche sollen mit möglichst geringem, dem studentischen Flugpraktikum angemessenen technischen Aufwand durchgeführt und ausgewertet werden.

Weiterhin soll diese Arbeit dem Studenten/der Studentin mit Hilfe eines Messwertprotokolls die Aufnahme der Flugdaten erleichtern und zum Erstellen der Versuchsprotokolle als Musterlösung dienen.

1.2 Grundlagen

Diese theoretische Arbeit basiert auf den Vorlesungen Flugerprobung und Flugmechanik 1 von Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME an der Fachhochschule Hamburg Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau. Die Grundlagen zum Verständnis dieser Arbeit sind in den Vorlesungsunterlagen zu finden. Soweit nicht anders gekennzeichnet, sind die verwendeten Formeln bzw. Rechenwege dem in der Vorlesung Flugmechanik 1 verwendeten Skript "Flight Mechanics" von **Young 2000** entnommen.

1.3 Begriffsdefinitionen

Flugleistungen

Der Begriff Flugleistungen definiert ein Teilgebiet der Flugmechanik, welches sich mit quantitativ erfassbaren Flugparametern beschäftigt, wie z.B.:

- Startstrecke¹
- Höchstgeschwindigkeit
- Steigraten
- Gleitflureichweite²
- aerodynamische Parameter

Flugleistungen beschreiben das Potential eines Flugzeugs in den verschiedenen Flugzuständen³. Die flugzeugspezifischen Leistungsdaten werden anhand von Tabellen und Diagrammen in einem Flughandbuch⁴ zusammengefasst, welches dem Piloten zur Information dient.

Flugeigenschaften

Der Begriff Flugeigenschaften definiert ein Teilgebiet der Flugmechanik, welches sich mit Flugzeugeigenheiten beschäftigt, wie z.B.:

- Stabilität⁵
- Steuerbarkeit
- Überziehverhalten⁶
- Steuerkräften

Die Flugeigenschaften charakterisieren die Fliegbarkeit eines Flugzeugs und geben Auskunft über die Arbeitsbelastung für einen Piloten. Hierbei werden gutmütige Eigenschaften angestrebt, gegebenenfalls unter zu Hilfenahme von Computern, um den Piloten zu entlasten.

^{1 2 3 4 5 6}

Siehe "Verzeichnis der Begriffe und Definitionen"

1.4 Aufbau der Arbeit

Der Hauptteil der Arbeit ist unterteilt in die Versuche zur Flugleistung (Abschnitt 3 bis 8) und die Flugeigenschaft (Abschnitte 9 bis 11) der beiden Flugzeugmuster Cessna 172 und Piper Archer.

- Abschnitt 2** beschreibt die beiden Flugzeugmuster Cessna 172 und Piper Archer,
- Abschnitt 3** behandelt den Versuch 1 zur Abschätzung der Startstrecke und beschreibt die möglichen Verfahren der Auswertung,
- Abschnitt 4** behandelt den Versuch 2 zur Kalibrierung des Geschwindigkeitsmessers und beschreibt die Möglichkeiten eines Satellitennavigationssystems (GPS)⁷ zur Messdatenaufnahme,
- Abschnitt 5** behandelt den Versuch 3 zur Bestimmung des Höhenruder Scharniermoments und geht auf die vorbereitenden Arbeiten vor dem Flugversuch ein,
- Abschnitt 6** behandelt den Versuch 4 zur Aufnahme der Steigflugversuche und geht auf die Ermittlung des besten Steigwinkels und das schnellste Steigen ein,
- Abschnitt 7** behandelt den Versuch 5 zur Aufnahme der Sinkflugversuche und geht auf die Ermittlung der Gleitzahlen, Auftriebs und Widerstandsbeiwerte und der Polaren⁸ ein,
- Abschnitt 8** behandelt den Versuch 6 zur Aufnahme der überzogenen Flugzustände und beschreibt den Vergleich der maximalen Auftriebsbeiwerte mit NACA⁹-Profildaten,
- Abschnitt 9** behandelt den Versuch 7 zur qualitativen Beobachtung zur statischen Stabilität,
- Abschnitt 10** behandelt den Versuch 8 zur dynamischen Stabilität der Längsbewegung mit der Bestimmung von Frequenz und Dämpfung der Phygoiden¹⁰,
- Abschnitt 11** behandelt den Versuch 9 zur dynamischen Stabilität der Seitenbewegung mit der Beschreibung der Spiralstabilität¹¹ und der Taumelschwingung¹²
- Anhang A** enthält Informationen zum Landeplatz Hamburg-Finkenwerder und zu den Messstrecken für Versuch 2,
- Anhang B** beinhaltet ein Diagramm für die Ermittlung von Propellerwirkungsgraden, sowie Profildiagramme aus der NACA -Reihe,
- Anhang C** enthält weitere Auswertungen zur Bestimmung von Frequenz und Dämpfung der Phygoiden mit festem und losem Ruder,
- Anhang D** besteht aus einem Messdatenprotokoll, welches für die Aufnahme der im Flugversuch anfallenden Daten genutzt werden kann.

⁷ 9

Siehe "Liste der Abkürzungen"

⁸ ¹⁰ ¹¹ ¹²

Siehe "Verzeichnis der Begriffe und Definitionen"

2 Beschreibung der Flugzeugmuster

2.1 Cessna 172

Das Normal- und Nutzflugzeug Reims/Cessna F172 M ist ein abgestrebter Ganzmetall-Hochdecker mit Bugfahrwerk.

2.1.1 Technische Daten

In den Abschnitt Technische Daten wurde nur ein Teil der für die Auswertung relevanten Daten aufgenommen. Weitere Daten sind dem Cessna Flughandbuch von **Scholz 2000a** zu entnehmen.

Abmessungen

Spannweite 10,97 m

Tragwerk

Flügelprofil NACA 2412

Flügelfläche..... 16,30 m²

Triebwerkanlage

Triebwerk Lycoming 0-320-E2D

Leistung und Drehzahl 150 HP (112 kW) bei 2700 U/min

Propeller

Typ McCauley, 2-Blatt, feste Steigung

Durchmesser 1,91 m

Massen

max. Startmasse (als Normalflugzeug)..... 1043 kp

2.1.2 Dreiseitenansicht

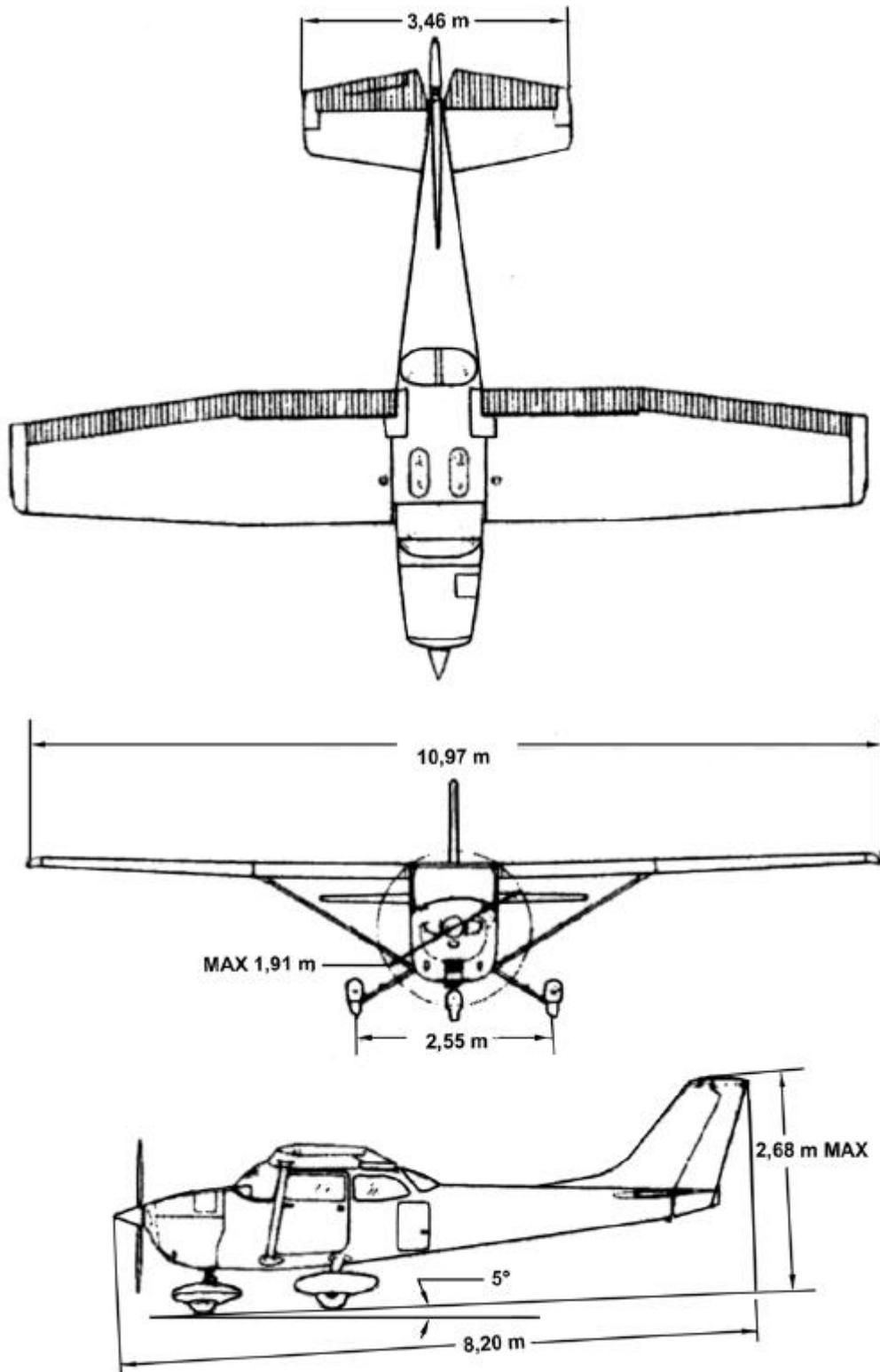


Bild 2.1 Dreiseitenansicht Reims/Cessna F172 M (Flughandbuch, 1974, Scholz 2000a)

2.2 Piper Archer

Das Normal- und Nutzflugzeug Piper Archer II PA-28-181 ist ein freitragender Ganzmetall-Tiefdecker mit Bugfahrwerk.

2.2.1 Technische Daten

In den Abschnitt Technische Daten wurde nur ein Teil der für die Auswertung relevanten Daten aufgenommen. Weitere Daten sind dem Piper Flughandbuch von **Scholz 2000b** zu entnehmen.

Abmessungen

Spannweite 10,67 m

Tragwerk

Flügelprofil NACA 65₂-415

Flügelfläche.....15,79 m²

Triebwerkanlage

TriebwerkLycoming O-360-A4M

Startleistung und Drehzahl 180 HP (134 kW) bei 2700 U/min

Propeller

TypSensenich, 2-Blatt, feste Steigung

Durchmesser 1,93 m

Massen

max. Startmasse (als Normalflugzeug)..... 1157 kg

2.2.2 Dreiseitenansicht

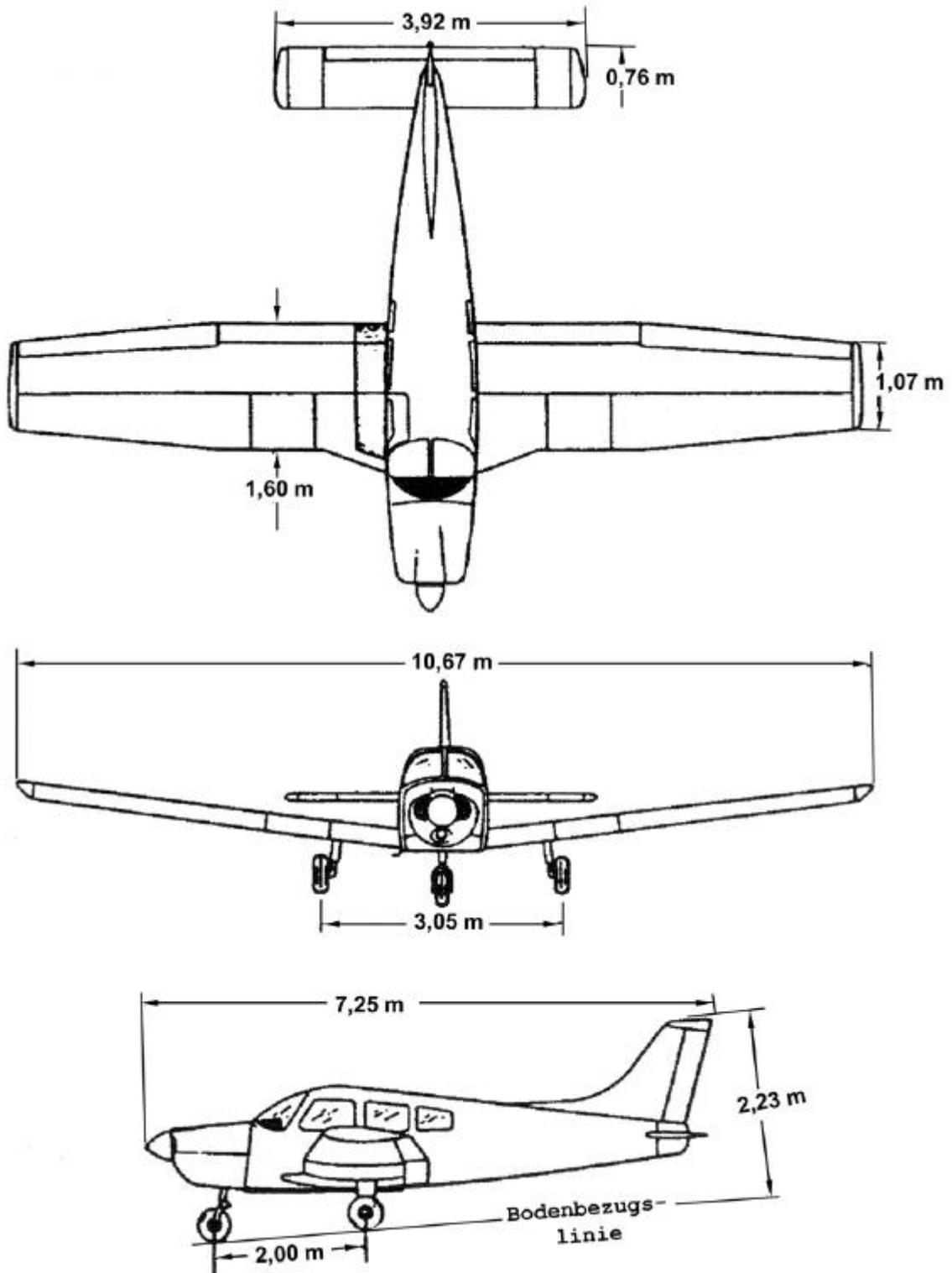


Bild 2.2 Dreiseitenansicht Piper Archer II PA-28-181 (Flughandbuch, 1988, Scholz 2000b)

3 Versuch 1: Startstrecke

Zur Abschätzung der Startstrecke wird eine einfache Weg-Zeit Messung verwendet. Das Erreichen der Hindernishöhe von 50 ft (nach **JAR 23a** und **FAR 23a**)¹³ wird durch einen Energievergleich ermittelt. Letztlich werden die aufgenommenen Daten anhand von drei verschiedenen Methoden ausgewertet und mit den Flughandbuchwerten verglichen.

3.1 Versuchsbeschreibung

Das Flugzeug wird auf der Verbindungslinie zweier gegenüberliegender Lampen der Startbahnbeleuchtung ausgerichtet. Bei gesetzten Bremsen wird der Motor auf maximale Startleistung hochgeregelt. Auf das Kommando Start werden gleichzeitig die Bremsen gelöst und die Stoppuhr gestartet. Während des Beschleunigungsvorganges wird das Passieren der Startbahnbeleuchtung im Messdatenprotokoll (**Anhang D**) zeitlich festgehalten. Die Zeitaufnahme ist beendet, wenn die aus der Energiemethode errechnete Vergleichsgeschwindigkeit v_H (**Abbildung 3.1**) überschritten wurde und das Flugzeug vom Boden abgehoben ist.

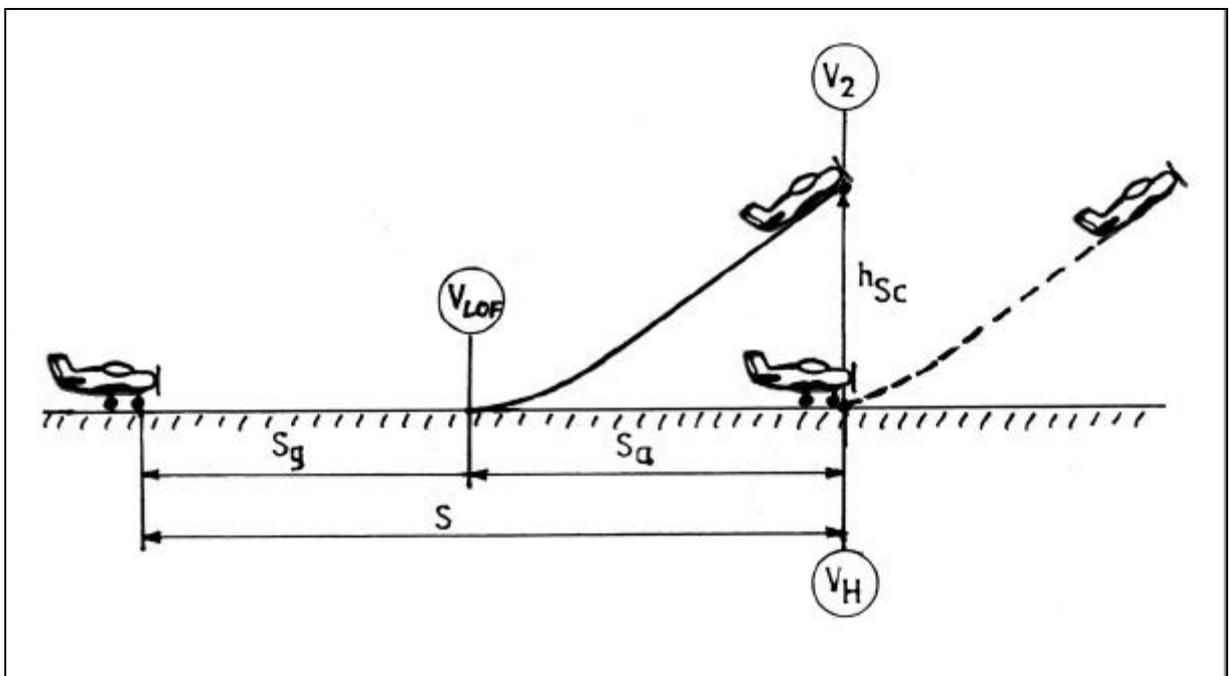


Bild 3.1 Definition der Strecken und Geschwindigkeiten

Aufgrund des geringen Unterschiedes zwischen der Abhebegeschwindigkeit v_{LOF} und der sicheren Startgeschwindigkeit v_2 gilt: $v_{LOF} = v_2$

¹³ Siehe "Liste der Abkürzungen"

3.2 Generelle Daten

Für die Auswertung der Messdaten ist es notwendig, einige generelle Daten aufzunehmen.

Tabelle 3.1 Generelle Daten (Versuch 1)

	Versuch C1	Versuch P1
Flugzeugtyp	Cessna	Piper
Aufnahmeort	Westlich EDHI	Westlich EDHI
Aufnahmedatum	10.11.2000	03.11.2000
Aufnahmezeitraum [h:min]	10:40 – 11:57	10:36 – 11:36
Startmasse [kg]	1048	1184
Bodentemperatur [°C]	12	11
Luftdruck QNH ¹⁴ [hPa]	1012	998
Windstärke [kt]	11	8
Windrichtung [°]	240	160
Startbahnrichtung [°]	230	230

Bis auf die Startmasse werden die in der **Tabelle 3.1** dargestellten Daten während der Flugvorbereitung vom Tower über Funk mitgeteilt.

Die Berechnung der aktuellen Startmasse ist dem Flughandbuch des jeweiligen Flugzeugmusters zu entnehmen, da die Leermasse je nach Werknummer unterschiedlich ist. Für die Versuche C1 und P1 wird die aktuelle Startmasse wie in **Tabelle 3.2** dargestellt berechnet.

Tabelle 3.2 Berechnung der Startmasse

	Versuch C1	Versuch P1
	Masse	Masse
	[kg]	[kg]
Leermasse	661,8	730,8
Pilot und vorderer Fluggast	155,0	142,0
Hintere Fluggäste	150,0	177,0
Kraftstoff	82,0	132,0
Gepäck	2,0	5,0
Rollmasse	1051,0	1187,0
Kraftstoffmenge für Anlassen, Rollen und Start	-3,0	-3,0
Startmasse	1048,0	1184,0
max. Startmasse	1043,0	1157,0

¹⁴ Siehe "Liste der Abkürzungen"

3.3 Messdaten

Bei der Weg-Zeit Messung wurden folgende Daten aufgenommen :

Tabelle 3.3 Weg-Zeit Messung

Marke	Weg s [m]	Versuch C1	Versuch P1
		Zeit t [s]	Zeit t [s]
0	0	0,0	0,0
1	60	7,5	8,0
2	120	11,5	12,0
3	180	14,5	15,0
4	240	17,0	17,0
5	300	19,0	20,0
6	360	21,0	22,0
7	420	22,0	23,5
8	480	22,5	25,0
9	540	-	26,5
10	600	-	27,5

3.4 Auswertung der Messdaten

Aus der **Tabelle 3.3** werden mit $\Delta s / \Delta t$ die Momentangeschwindigkeiten errechnet.

Tabelle 3.4 Momentangeschwindigkeiten

Marke	Weg s [m]	Versuch C1	Versuch P1
		Geschw. v [m/s]	Geschw. v [m/s]
0	0	0,0	0,0
1	60	8,0	7,5
2	120	15,0	15,0
3	180	20,0	20,0
4	240	24,0	30,0
5	300	30,0	20,0
6	360	30,0	30,0
7	420	60,0	40,0
8	480	x	40,0
9	540	-	40,0
10	600	-	60,0

3.5 Berechnungsmethoden

Zur Berechnung der Startstrecke kommen drei Methoden zur Anwendung. Die erste Methode ist eine graphische Lösung, die mit Hilfe einer Vergleichsgeschwindigkeit v_H eine Abschätzung der Startstrecke ermöglicht. Methode zwei ist eine analytische Lösung, bei der eine mit EXCEL erstellte Funktion ausgewertet wird. Mit der letzten Berechnungsmethode wird versucht, anhand von vorgegebenen und angenommenen Parametern eine Aussage über die Startstrecke zu erhalten. Letztlich werden die Ergebnisse mit den Werten aus den Flughandbüchern der Flugzeugmuster verglichen.

3.5.1 Graphische Lösung

Das Problem bei der Abschätzung der Startstrecke ist, den Zeitpunkt festzulegen, an dem die Hindernishöhe von 50 ft überflogen wird. Mit den einfachen Messmethoden, die im Flugpraktikum Anwendung finden, ist keine eindeutige Aussage darüber möglich.

Die Lösung des Problems ist ein Gleichsetzen der kinetischen mit der potentiellen Energie in 50 ft Höhe.

$$\frac{1}{2} m \cdot (\Delta v)^2 = m \cdot g \cdot h \quad (3.1)$$

Umgestellt nach Δv erhält man die zu 50 ft äquivalente Geschwindigkeit, um die das Flugzeug nach Erreichen der Abhebegeschwindigkeit v_2 am Boden weiter beschleunigt werden muss.

$$\Delta v = \sqrt{2 \cdot g \cdot h} \quad (3.2)$$

$$\Delta v = \sqrt{2 \cdot 9,81 \frac{m}{s} \cdot 50 \text{ ft} \cdot 0,3048 \frac{m}{ft}} = 17,3 \frac{m}{s}$$

Die Abhebegeschwindigkeit v_2 entspricht 1,2 x Überziehgeschwindigkeit v_S (nach **JAR 23b** und **FAR 23b**).

$$v_2 = 1,2 \cdot v_S \quad (3.3)$$

Die Überziehgeschwindigkeit ist dem Flughandbuch zu entnehmen oder mit Hilfe der aktuellen Startmasse, der Luftdichte in Startbahnhöhe und dem max. Auftriebsbeiwert aus **Versuch 6** zu berechnen.

$$v_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{C_{L,\max} \cdot \rho \cdot S}} \quad (3.4)$$

Aus der Abhebegeschwindigkeit v_2 und dem ermittelten Dv ergibt sich eine Geschwindigkeit v_H , die den Überflug über die Hindernishöhe simuliert.

$$v_H = v_2 + Dv \quad (3.5)$$

Aufgrund des Windes, der während der Startphase herrscht, muss eine Gegenwindkorrektur der **Formel (3.5)** vorgenommen werden. Bei dieser Korrektur wird der Gegenwind positiv und der Rückenwind negativ eingesetzt.

$$v_{HW} = v_2 + Dv - v_W \quad (3.6)$$

Die zu berücksichtigende Windkomponente berechnet sich aus den in der **Tabelle 3.1** aufgenommenen Daten über Windrichtung und Windstärke. Dabei ist zu bedenken, dass die Windrichtung immer die Richtung angibt, aus welcher der Wind kommt und *nicht*, in welche er weht. Weiterhin wird nach **JAR-OPS¹⁵** und **FAR 121** nur 50% der Geschwindigkeit berücksichtigt.

Aus den Formeln (3.1) bis (3.6) werden die für die Abschätzung der Startstrecke benötigten Geschwindigkeiten berechnet.

Tabelle 3.5 Geschwindigkeiten

Versuch	v_S [m/s]	v_2 [m/s]	Dv [m/s]	v_H [m/s]	v_W [m/s]	v_{HW} [m/s]
C1	25,3	30,4	17,3	47,7	2,75	45,0
P1	27,3	32,8	17,3	50,1	0,75	49,4

Aus den Daten der Tabelle 3.3 wird ein Weg-Zeit Diagramm erstellt. Trägt man eine Tangente mit der Steigung $Ds / Dt = v_{HW}$ an die erstellte Kurve, erhält man mit dem Berührungspunkt die gesuchte Strecke, die das Flugzeug benötigt, um die Hindernishöhe zu überfliegen.

¹⁵ Siehe "Liste der Abkürzungen"

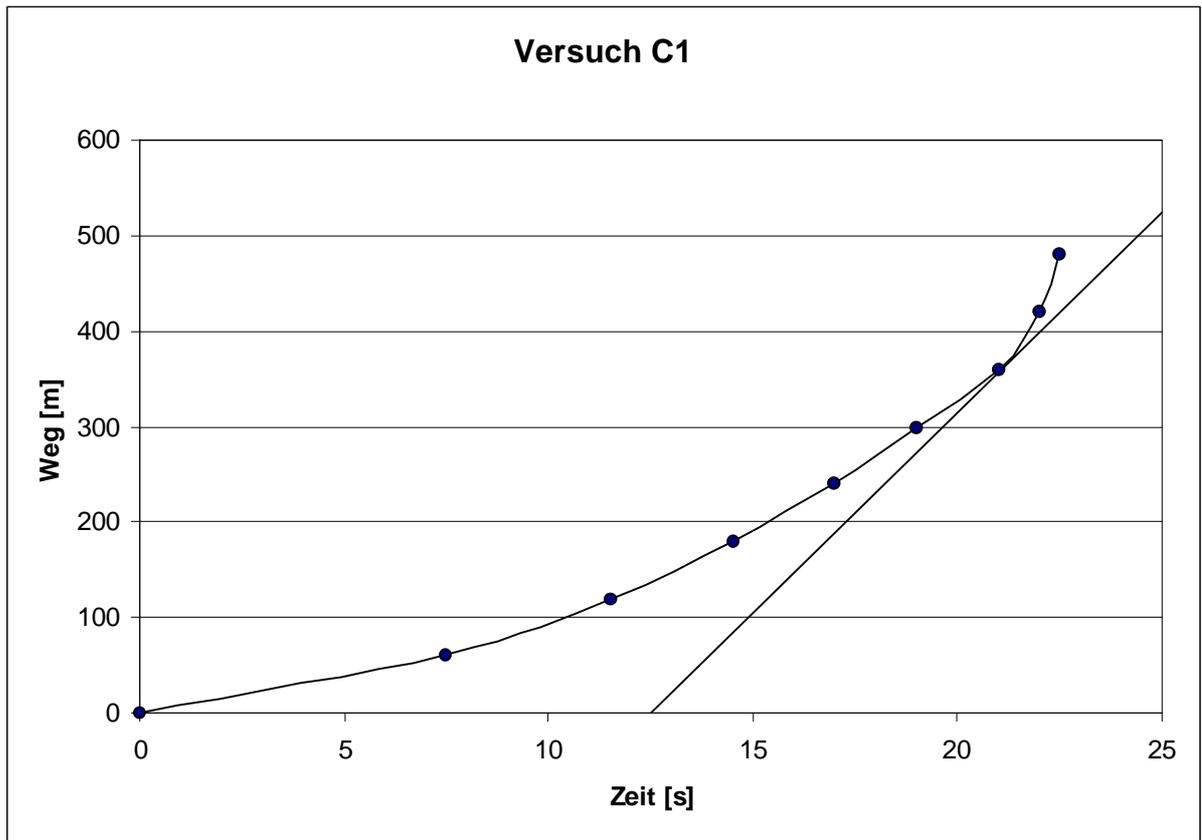


Bild 3.2 Startstreckendiagramm (Versuch C1)

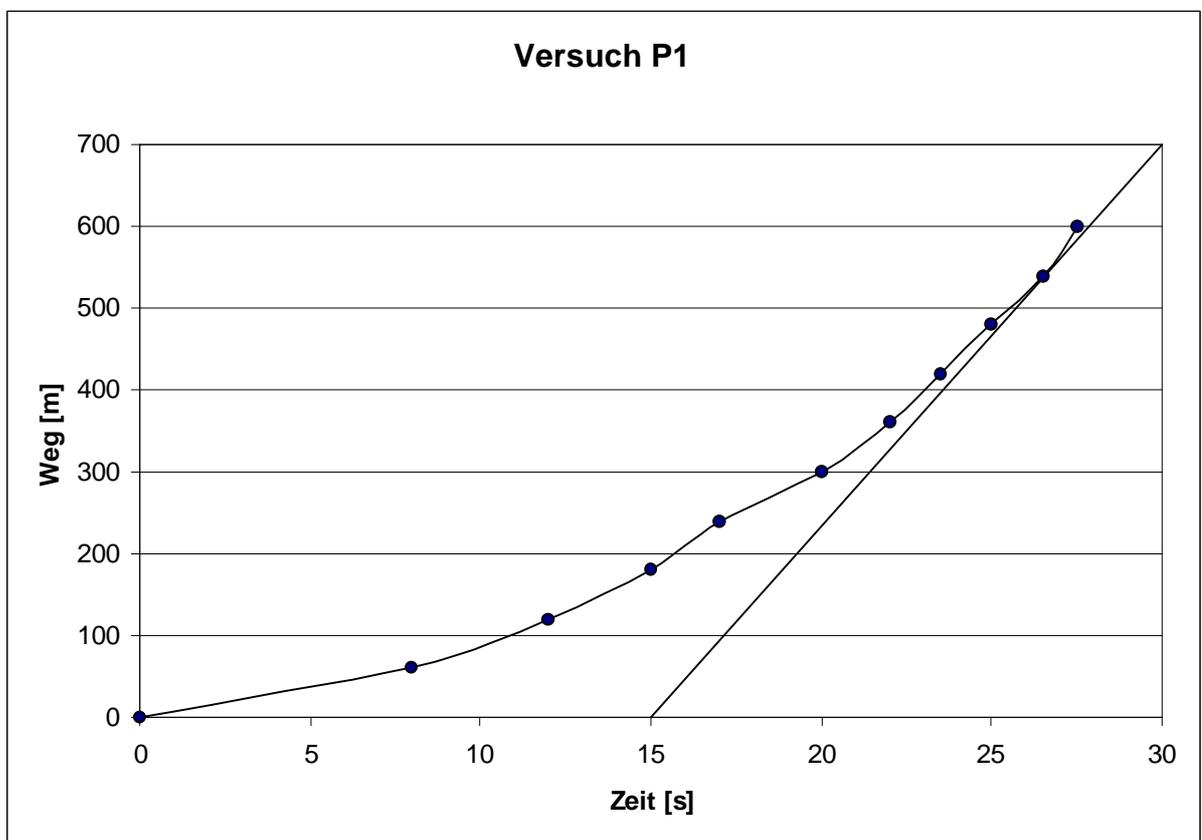


Bild 3.3 Startstreckendiagramm (Versuch P1)

Aus den **Bildern 3.2** und **3.3** können die um den Gegenwindeinfluss reduzierten Startstrecken s_w ermittelt werden.

Tabelle 3.6 Startstrecke aus graphischer Lsg.

Versuch	Startstrecke s_w
	[m]
C1	380
P1	550

Die unter Gegenwindeinfluss gefundenen Werte aus **Tabelle 3.6** können mit folgender Formel nach **Smith 1981** (S.40) korrigiert werden :

$$s_{o,w} = s_w \left[\frac{v_2}{v_2 - v_w} \right]^{1,85} \quad (3.7)$$

Um einen Vergleich der Werte mit den Daten aus den Flughandbüchern anstellen zu können, müssen die Ergebnisse mit der Formel nach **Smith 1981** (S.41) um die abweichende Startmasse und Dichtehöhe korrigiert werden.

$$s = s_{o,w} \cdot \left(\frac{m_{MTO}}{m_{TO}} \right)^2 \cdot \frac{r}{r_0} \quad (3.8)$$

Berechnet werden muss noch die Dichte r in der Höhe des Flugplatzes. Der Flugplatz Finkenwerder hat eine Höhe $H \approx h = 16 \text{ ft}$ (**Anhang A.1**). Es ist die Temperaturdifferenz gegenüber der Standardatmosphäre

$$\Delta T = T - T_{ISA} \quad (3.9)$$

$$p = p(H) - p(H=0) + QNH = p_0 \left[\left(1 - \frac{L}{T_0 + \Delta T} \cdot H \right)^{5,25588} - 1 \right] + QNH$$

$$\text{mit } L = 1.9812 \cdot 10^{-3} \frac{\text{K}}{\text{ft}} \quad (3.10)$$

$$r = \frac{p}{R \cdot T} \quad \text{mit } R = 287.053 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2 \text{K}} \quad (3.11)$$

Tabelle 3.7 Korrektur der Startstrecke

Versuch	m_{MTO}	m_{TO}	r_0	r	$s_{o,w}$	s
	[kg]	[kg]	[kg/m ³]	[kg/m ³]	[m]	[m]
C1	1043	1048	1,225	1,235	453	452
P1	1157	1184	1,225	1,223	574	547

3.5.2 Mathematische Lösung (1)

Die mathematische Methode (1) unterscheidet sich von der graphischen Methode nur durch die Art der Auswertung. Mit Hilfe des Programms EXCEL werden für die Kurven in **Abbildung 3.2** und **3.3** Funktionen generiert, die sich möglichst genau dem Kurvenverlauf annähern.

Tabelle 3.8 EXCEL - Funktionen

Versuch	EXCEL - Funktion $s = f(t)$
C1	$0,0437t^3 + 0,567t^2 - 10,864t$
P1	$0,0017t^4 - 0,086t^3 + 1,993t^2 - 4,148t$

Bildet man die erste Ableitung dieser Funktionen, erhält man $v = f'(t)$. Mit der Vergleichsgeschwindigkeit v_{HW} wird der Überflugzeitpunkt t_{HW} bestimmt. Setzt man die Überflugzeit t_{HW} in die Ausgangsfunktion ein, erhält man die Startstrecke s_w mit Gegenwindeinfluss.

Die Korrektur des Gegenwindeinflusses wird mit der **Formel 3.7** durchgeführt und die Abweichung von der maximalen Startmasse, sowie die von den Standardwerten abweichende Dichtehöhe mit der **Formel 3.8**.

Tabelle 3.9 Korrektur der Startstrecke (Lsg.1)

Versuch	v_{HW} [m/s]	t_{HW} [s]	s_w [m]	$s_{o.w}$ [m]	s [m]
C1	45,0	21,0	383	456	455
P1	49,4	27,0	552	575	552

3.5.3 Mathematische Lösung (2)

Die mathematische Methode (2) basiert auf angenommenen Parametern und hat deshalb mit den Erprobungsflügen nichts zu tun. Sie dient der Möglichkeit eine Voraussage machen zu können, mit welcher Startstrecke zu rechnen ist. Die Berechnung der Startstrecke teilt sich in Startrollstrecke¹⁶ s_g und in die Übergangsflugstrecke¹⁷ s_a auf (**Abbildung 3.1**). Weiterhin wird nach **Ojha 1995** die Übergangsflugstrecke s_a in zwei Abschnitte unterteilt, wie in **Abbildung 3.4** dargestellt.

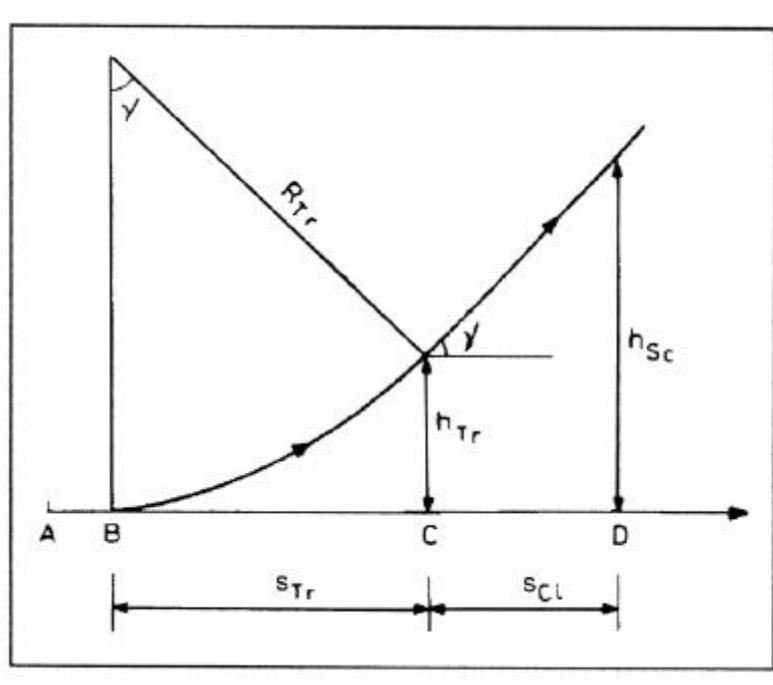


Bild 3.4 Definitionen der Übergangsflugstrecke (nach **Ohja 1995**)

Berechnung der Startrollstrecke s_g

Gliederung des Rechenweges :

- | | |
|--------------------------------------|----------------|
| 1. Luftdruck und Luftdichte | p und ρ |
| 2. durchschnittliche Geschwindigkeit | v_{av} |
| 3. max. Auftriebsbeiwert | $C_{L,max}$ |
| 4. Triebwerksschub | T |
| 5. Auftrieb | L |
| 6. Widerstand | D |
| 7. Rollreibung | F_f |

^{16 17} Siehe "Verzeichnis der Begriffe und Definitionen"

1. Luftdruck und Luftdichte p und ρ

p und ρ werden bestimmt aus den Formeln (3.9), (3.10) und (3.11).

Tabelle 3.10 Luftdruck und Luftdichte

Versuch	QNH [hPa]	$T(h)$ [K]	p [hPa]	ρ [kg/m ³]
C1	1012	285,18	1011,5	1,235
P1	998	284,18	997,5	1,222

2. durchschnittliche Geschwindigkeit v_{av}

Formeln:
$$v_{av} = v_2 \sqrt{\frac{1}{2} \left(1 + \left(\frac{v_w}{v_2} \right)^2 \right)}$$
 (3.13)

Tabelle 3.11 durchschnittliche Geschwindigkeit

Versuch	v_w [m/s]	v_2 [m/s]	v_{av} [m/s]
C1	2,75	30,4	21,6
P1	0,75	32,8	23,2

3. max. Auftriebsbeiwert $C_{L,max}$

Formeln:
$$C_{L,max} = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot v_s^2 \cdot S}$$
 (3.14)

$$W = m \cdot g$$
 (3.15)

Tabelle 3.12 max. Auftriebsbeiwert

Versuch	W [N]	S [m ²]	v_s [m/s]	$C_{L,max}$
C1	10281	16,30	25,3	1,59
P1	11615	15,79	27,3	1,61

Flügelfläche S und v_s aus Flughandbuch

4. Triebwerksschub T

Formeln:
$$T = \frac{\mathbf{h}_p \cdot P_S}{v_{av}} \quad (3.16)$$

$$\frac{J}{J_{design}} = \frac{v}{v_{design}} \cdot \frac{n_{design}}{n} \quad (3.17)$$

$$\mathbf{h}_p = \mathbf{h}_{Pdesign} \cdot \frac{\mathbf{h}_p}{\mathbf{h}_{Pdesign}} \quad (3.18)$$

Angenommene Werte: $\mathbf{h}_{Pdesign} = 0,85$

$$v_{design} = 100kt$$

$$n_{design} = 2400rpm$$

Tabelle 3.13 Triebwerksschub

Versuch	v [m/s]	n [rpm]	\mathbf{h}_p	P_S [kW]	T [N]
C1	21,6	2600	0,40	112	2074
P1	23,6	2600	0,38	134	2195

Die Berechnung des Propellerwirkungsgrads \mathbf{h}_p erfolgt mit dem Diagramm für den universellen Wirkungsgradverlauf für Starrluftschrauben aus **Anhang B.1**.

5. Auftrieb L

Formeln:
$$L = \frac{\mathbf{r}}{2} \cdot v_{av}^2 \cdot C_{L,G} \cdot S \quad (3.19)$$

$$C_{L,G} = C_{L,max} \cdot \left(\frac{v_s}{v_2} \right)^2 \quad (3.20)$$

Tabelle 3.14 Auftrieb

Versuch	$C_{L,G}$	L [N]
C1	1,10	5166
P1	1,12	5816

6. Widerstand D

Formeln:
$$D = \frac{\mathbf{r}}{2} \cdot v_{av}^2 \cdot C_{D,G} \cdot S \quad (3.21)$$

$$C_{D,G} = C_{D,0} + \Phi \cdot \frac{C_{L,G}^2}{\mathbf{p} \cdot A \cdot e} \quad (3.22)$$

$$\Phi = \frac{\left(16 \cdot \frac{h}{b}\right)^2}{1 + \left(16 \cdot \frac{h}{b}\right)^2} \quad (3.23)$$

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (3.24)$$

Tabelle 3.15 Widerstand

Versuch	h/b	A	e	$c_{D,0}$	Φ	$c_{D,G}$	D [N]
C1	0,164	7,38	0,8	0,025	0,873	0,082	385
P1	0,075	7,21	0,6	0,025	0,590	0,079	413

Mittlerer Abstand der Tragflächenunterseite zur Bodenbezugslinie h

Angenommene Werte : C1 $h = 1,80$

P1 $h = 0,80$

Werte für Spannweite b aus Flughandbuch

Oswald-Faktor e nach **McCormick 1995** (S. 175)

Nullwiderstandsbeiwert $c_{D,0}$ nach **Young 2000** (K.3/S. 6)

7. Rollreibung F_f

Formeln:
$$F_f = \mathbf{m}(m \cdot g - L) \quad (3.25)$$

Tabelle 3.16 Rollreibung

Versuch	\mathbf{m}	F_f [N]
C1	0,02	102
P1	0,02	116

Widerstandskoeffizient \mathbf{m} nach **Young 2000** (K.8/S. 4)

Startrollstrecke s_g

Formeln:
$$s_g = \frac{1}{2} \cdot \frac{m(v_2 - v_w)^2}{T - D - m(m \cdot g - L) - m \cdot g \cdot \sin g} \quad (3.26)$$

Tabelle 3.17 Startrollstrecke

Versuch	s_g [m]
C1	252
P1	365

Berechnung der Übergangsstrecke s_a :

Gliederung des Rechenweges :

- | | |
|--------------------|----------|
| 1. Lastvielfaches | n |
| 2. Radius | R |
| 3. Triebwerksschub | T |
| 4. Widerstand | D |
| 5. Steigwinkel | γ |
| 6. Überflughöhe | h_{Tr} |

1. Lastvielfaches n

Formeln:
$$n = 1 + \frac{\Delta C_L}{C_L} \quad (3.27)$$

$$\Delta C_L = \frac{1}{2} \left[\left(\frac{v_2}{v_s} \right)^2 - 1 \right] \left[C_{L,\max} \left\{ \left(\frac{v_s}{v_2} \right)^2 - 0,53 \right\} + 0,38 \right] \quad (3.28)$$

Tabelle 3.18 Lastvielfaches

Versuch	ΔC_L	n
C1	0,14	1,13
P1	0,14	1,13

2. Radius R

Formeln:
$$R = \frac{v_{LOF}^2}{g(n-1)} \quad (3.29)$$

$$v_{LOF} = v_2 - v_w \quad (3.30)$$

Tabelle 3.19 Radius

Versuch	v_{LOF} [m/s]	R [m]
C1	27,6	597
P1	32,0	803

3. Triebwerksschub T

mit **Formeln 3.16** bis **3.18**:
$$T = \frac{h_p \cdot P_S}{v_2}$$

Angenommene Werte: $h_{pdesign} = 0,85$

$$v_{design} = 100kt$$

$$n_{design} = 2400rpm$$

Tabelle 3.20 Triebwerksschub

Versuch	v [m/s]	n [rpm]	h_p	P_S [kW]	T [N]
C1	30,4	2600	0,55	112	2026
P1	32,8	2600	0,60	134	2451

Die Berechnung des Propellerwirkungsgrads h_p erfolgt mit dem Diagramm für den universellen Wirkungsgradverlauf für Starrluftschrauben aus **Anhang B.1**.

4. Widerstand D

Formeln:
$$D = \frac{\mathbf{r}}{2} \cdot v_2^2 \cdot C_D \cdot S \quad (3.31)$$

$$C_D = C_{D,0} + \frac{C_{L,G}^2}{\mathbf{p} \cdot A \cdot e} \quad (3.32)$$

Tabelle 3.21 Widerstand

Versuch	C_D	D [N]
C1	0,09	837
P1	0,12	1246

5. Steigwinkel γ

Formeln:
$$\sin \mathbf{g} = \frac{T - D}{W} \quad (3.33)$$

Tabelle 3.22 Steigwinkel

Versuch	\mathbf{g} [°]
C1	6,6
P1	6,7

6. Überflughöhe h_{Tr}

Formeln:
$$h_{Tr} = R(1 - \cos \mathbf{g}) \quad (3.34)$$

Tabelle 3.23 Überflughöhe

Versuch	h_{Tr} [m]
C1	4,0
P1	5,5

Übergangsfugstrecke s_a

Formeln: $s_{Tr} = R \cdot \sin g$ (3.35)

$$s_{Cl} = \frac{h_{Sc} - h_{Tr}}{\tan g} \quad (3.36)$$

$$s_a = s_{Tr} + s_{Cl} \quad (3.37)$$

Tabelle 3.24 Übergangsfugstrecke

Versuch	s_{Tr} [m]	s_{Cl} [m]	s_a [m]
C1	69	96	166
P1	94	82	176

Berechnung der Startstrecke s

Formel: $s_W = s_g + s_a$ (3.38)

Tabelle 3.25 Startstrecke

Versuch	s_g [m]	s_a [m]	s_W [m]
C1	252	166	418
P1	365	176	541

Korrektur der Gegenwindkomponente

Formel: (3.7)

Korrektur der abweichenden Startmasse und Dichtehöhe

Formel: (3.8)

Tabelle 3.26 Korrektur der Startstrecke (Lsg.2)

Versuch	$s_{o.W}$ [m]	s [m]
C1	498	497
P1	565	538

3.6 Vergleich der Ergebnisse

Der Vergleich ergibt, dass die Ergebnisse der drei Lösungswege eine gute Annäherung mit den Werten aus den Flughandbüchern (**Tabelle 3.27**) aufweisen und damit zu einem befriedigenden Ergebnis führen. Die Graphische Lösung und die Mathematische Lösung (1) unterscheiden sich nur in der Art der Auswertung und weisen deshalb eine große Übereinstimmung auf. Mathematische Lösung (2) weist die größten Abweichungen von den Handbuchwerten auf, da die Auswahl der Parameter und die Berechnung für Lösung (2) sehr aufwändig ist und besonders die Annahmen für den Triebwerksschub die Ergebnisse sehr stark beeinflussen können. An dieser Stelle wird noch einmal darauf hingewiesen dass die Methode (2) ohne Messwerte durchgeführt wird und deshalb nichts mit der Flugerprobung zu tun hat. Sie ist aber sehr nützlich, um eine Vorrausage tätigen zu können und die Auswirkung von einigen Parametern, wie z.B. Luftdichte oder Startmasse, auf die Startstrecke sichtbar zu machen. Letztlich ist darauf hinzuweisen, dass sich eine ungenaue Messwertaufnahme, besonders im Bereich der Vergleichsgeschwindigkeit, sehr stark auf die Endergebnisse auswirkt.

Tabelle 3.27 Vergleich der Startstrecken

Versuch	Startstrecke s [m]
Flughandbuch	
C1	465
P1	560
Graphische Lsg.	
C1	448
P1	548
Mathematische Lsg.(1)	
C1	452
P1	549
Mathematische Lsg.(2)	
C1	497
P1	538

4 Versuch 2: Geschwindigkeitskalibrierung

Die Kalibrierung des Geschwindigkeitsmessers wird durchgeführt, um die bei der Messung mit einem PITOT -Rohr¹⁸ und einer statischen Druckbohrung entstehenden Druckmessfehler zu korrigieren. Bei der Messung ist vor allem die statische Druckbohrung einer gestörten Luftströmung ausgesetzt. Dieses wird durch ein sich veränderndes Strömungsfeld um das Flugzeug verursacht, welches von dem Anstellwinkel und der Fluggeschwindigkeit beeinflusst wird, sowie durch Schiebeflugzustände aufgrund von Seitenwind. Zur Messwertaufnahme kommen eine GPS-Messung und eine Weg-Zeit Messung zur Anwendung.

4.1 Versuchsbeschreibung

Weg-Zeit-Messung

Zur Aufnahme der Messwerte kommt eine Methode zum Einsatz, welche in **Abbildung 4.1** dargestellt ist. Die Messstrecke wird vor dem Flugversuch anhand einer Luftfahrkarte (**Anhang A**) festgelegt. Bei der Wahl der Strecke werden zwei markante parallel verlaufende Geländelinien wie z.B. Bahnstrecken, Straßen oder Küstenlinien gewählt. Diese Linien werden mit konstanter Geschwindigkeit und Flughöhe rechtwinklig überflogen, wobei bei Punkt A mit der Zeitmessung begonnen wird. Bei Punkt B (C) wird die Messung beendet. Es wird eine weitere Messung in entgegengesetzter Richtung durchgeführt, um den Einfluss des Windes zu eliminieren.

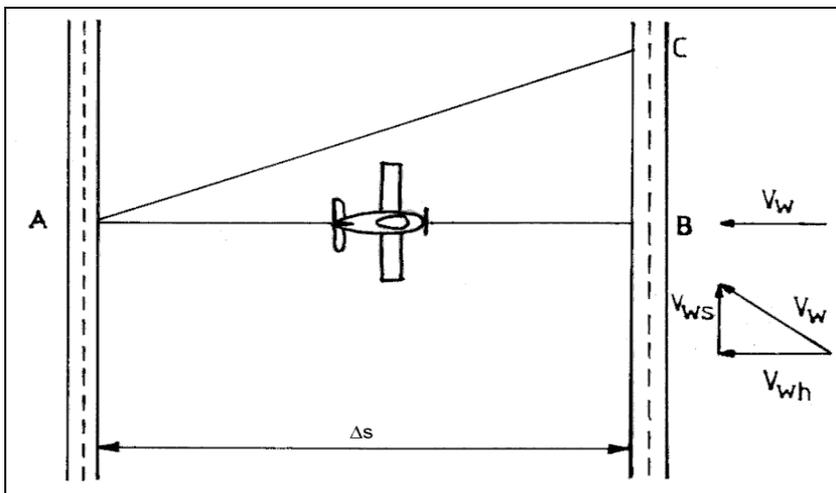


Bild 4.1 Darstellung der Messstrecke (nach **Smith 1981**)

GPS-Messung

Bei der GPS-Messung muss darauf geachtet werden, dass möglichst genau ein Kurs gegen bzw. mit dem Wind gesteuert wird. Dazu kann die Windrichtung den aktuellen Wettermeldungen entnommen werden. Verbleibende Abweichungen verursachen einen nur geringen Fehler, wie ein Beispiel zeigt:

¹⁸ Siehe "Verzeichnis der Begriffe und Definitionen"

Bei einer Fluggeschwindigkeit von 100 kt, einer Windgeschwindigkeit von 20 kt und einem Winkel zwischen Flug und Windrichtung von 20° ergibt sich beim Flug quasi gegen den Wind (und dem Richtungsfehler von 20°) eine Geschwindigkeit über Grund von 81,5 kt. Beim Umkehrkurs beträgt die Geschwindigkeit über Grund 119,0 kt. Gemittelt ergibt sich eine Geschwindigkeit über Grund von 100,2 kt und damit ein Fehler von nur 0,2 %.

4.2 Generelle Daten

Für die Auswertung der Messdaten werden einige generelle Daten aufgenommen.

Tabelle 4.1 Generelle Daten (Versuch 2)

	Versuch C1	Versuch P1
Flugzeugtyp	Cessna	Piper
Aufnahmeort	Anhang A.2	Anhang A.3
Aufnahmedatum	04.11.1999	03.11.2000
Aufnahmezeitraum [h:min]	10:00 – 11:00	10:36 – 11:36
Flughöhe [ft]	1200	2000
Bodentemperatur [°C]	2	11
Luftdruck QNH [hPa]	1023	998
Windstärke [kt]	6	8
Windrichtung [°]	70	160
Messstrecke [m]	10500	11500

4.3 Messdaten

Die Aufnahme der Messdaten erfolgt bei Versuch C1 mit einem GPS-Gerät und bei Versuch P1 anhand einer Stoppuhr. Bei der Messung der wahren Geschwindigkeit über Grund wurden folgende Daten aufgenommen :

Tabelle 4.2 GPS-Geschwindigkeiten

Versuch C1	v_{IAS}	v_{GS}	v_{GS}
Nr	[mph]	[mph]	[mph]
1	55,0	75,0	49,0
2	65,0	82,0	50,0
3	75,0	95,0	51,0
4	85,0	103,0	63,0
5	95,0	113,0	76,0

Die Weg-Zeit Messung im Versuch P1 ergab folgende Daten :

Tabelle 4.3 Zeitmessung Hin- und Rückflug

Versuch P1	v_{IAS}	Dt_H	Dt_R
Nr	[kt]	[s]	[s]
1	115,0	246,0	186,0

4.4 Auswertung der Messdaten

Bei der Auswertung der Messdaten wird nach folgenden Schritten vorgegangen. Aus der angezeigten Geschwindigkeit wird die wahre Geschwindigkeit ermittelt. Weiterhin wird aus der wahren Geschwindigkeit mit Hilfe des Dichteverhältnisses die kalibrierte Geschwindigkeit berechnet.

$$v_{IAS} \rightarrow v_{TAS} \rightarrow v_{CAS}$$

Bei Windstille berechnet sich die wahre Geschwindigkeit v_{TAS} wie folgt :

$$v_{TAS} = v_{GS} = \frac{Ds}{Dt} \quad (4.1)$$

Für beliebige Windgeschwindigkeiten und-richtungen gelten folgende Formeln :

$$\text{Hinflug} \quad v_{TASH} = \frac{Ds}{Dt} + v_{Wh} \quad (4.2)$$

$$\text{Rückflug} \quad v_{TASR} = \frac{Ds}{Dt} - v_{Wh} \quad (4.3)$$

$$\bar{v}_{TAS} = \frac{v_{TASH} + v_{TASR}}{2} = \frac{1}{2} \left[\left(\frac{Ds}{Dt} \right)_H + \left(\frac{Ds}{Dt} \right)_R \right] \quad (4.4)$$

Durch das zweimalige Überfliegen der Messstrecke in entgegengesetzte Richtungen, wird in **Formel 4.4** die Windkomponente v_{Wh} eliminiert. Die Komponente v_{WS} bewirkt eine Flugbahn von Punkt B nach Punkt C und ist für die Auswertung der Messdaten nicht relevant.

Tabelle 4.4 Berechnung der wahren Geschwindigkeit (GPS)

Versuch C1	v_{IAS}	v_{GS_H}	v_{GS_R}	v_{TAS}
Nr	[mph]	[mph]	[mph]	[mph]
1	55,0	75,0	49,0	62,0
2	65,0	82,0	50,0	66,0
3	75,0	95,0	51,0	73,0
4	85,0	103,0	63,0	83,0
5	95,0	113,0	76,0	94,5

Tabelle 4.5 Berechnung der wahren Geschwindigkeit

Versuch P1	v_{IAS}	v_{GS_H}	v_{GS_R}	v_{TAS}
Nr	[kt]	[kt]	[kt]	[kt]
1	115,0	91,0	120,0	106,0

4.5 Berechnung der kalibrierten Geschwindigkeit

Die kalibrierte Geschwindigkeit v_{CAS} berechnet sich nach folgender Formel :

$$v_{CAS} = \sqrt{\mathbf{s}} \cdot v_{TAS} \quad (4.5)$$

$$\mathbf{s} = \frac{\mathbf{r}}{\mathbf{r}_0} \quad (4.6)$$

Die Werte für \mathbf{r} und \mathbf{r}_0 lassen sich wie in **Abschnitt 3.5.1** mit den **Formeln 3.9** bis **3.11** berechnen.

Dichteverhältnis:

Versuch C1 $\mathbf{s} = 0,965$

Versuch P1 $\mathbf{s} = 0,943$

Tabelle 4.6 Berechnung der kalibrierten Geschwindigkeit (GPS)

Versuch C1		
	v_{TAS}	v_{CAS}
Nr	[mph]	[mph]
1	62,0	61,0
2	66,0	65,0
3	73,0	72,0
4	83,0	81,5
5	94,5	93,0

Tabelle 4.7 Berechnung der kalibrierten Geschwindigkeit

Versuch P1		
	v_{TAS}	v_{CAS}
Nr	[kt]	[kt]
1	106,0	102,0

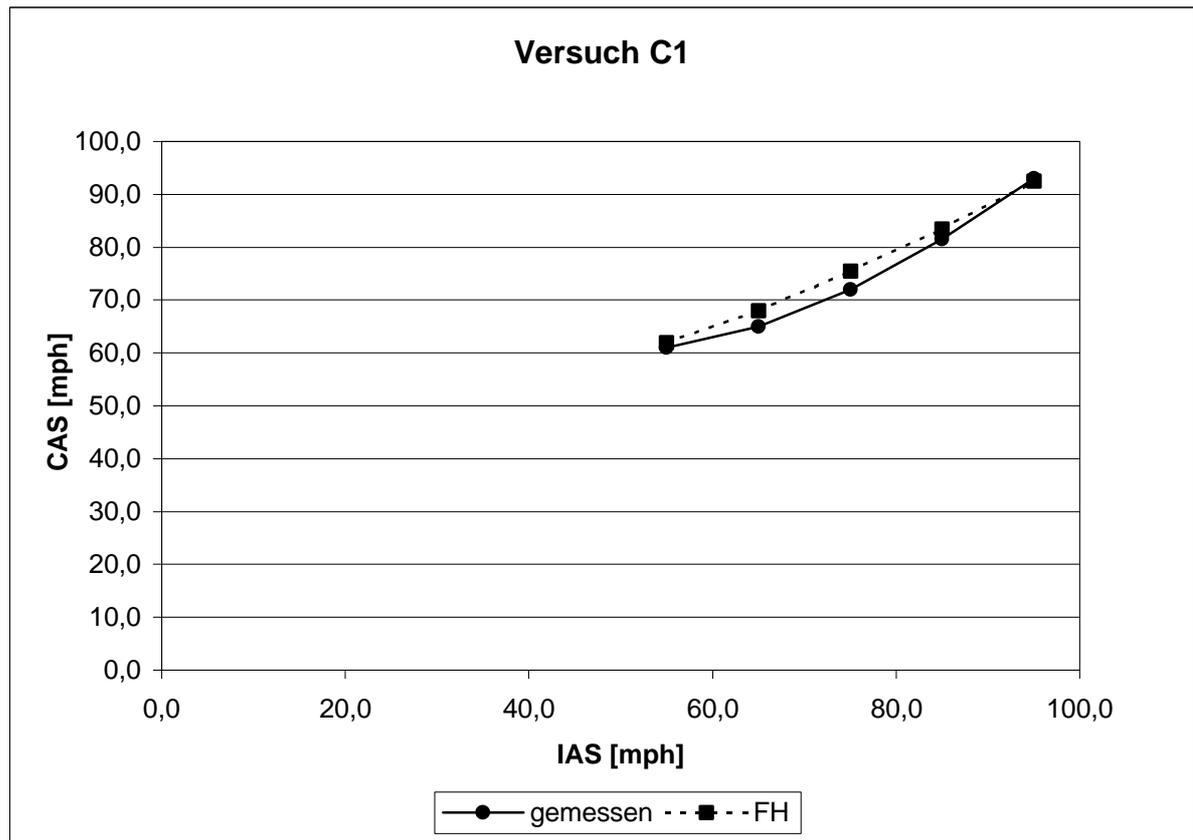


Bild 4.2 Geschwindigkeitskalibrierung (Versuch C1)

4.6 Vergleich der Ergebnisse

Tabelle 4.8 Vergleich der Geschwindigkeiten (GPS)

Versuch C1	v_{IAS}	v_{CAS} (FH)	v_{CAS}
Nr	[mph]	[mph]	[mph]
1	55,0	62,0	61,0
2	65,0	68,0	65,0
3	75,0	75,5	72,0
4	85,0	83,5	81,5
5	95,0	92,5	93,0

Tabelle 4.9 Vergleich der Geschwindigkeiten

Versuch P1	v_{IAS}	v_{CAS} (FH)	v_{CAS}
Nr	[kt]	[kt]	[kt]
1	115,0	111,0	102,0

Bei einem Vergleich der kalibrierten Geschwindigkeiten mit den Flughandbuchwerten ist zu erkennen, dass die Ergebnisse unter Berücksichtigung der einfachen Messmethodik eine gute Annäherung aufweisen. Die Abweichungen sind auf die Schwierigkeit zurückzuführen, die Messung aus der Luft zum richtigen Zeitpunkt korrekt zu starten und zu beenden.

5 Versuch 3: Höhenruder-Scharniermoment

Der Versuch dient der Ermittlung des Höhenruder-Scharniermomentes und lässt gleichzeitig eine Aussage über die vom Piloten aufzubringenden Steuerkräfte, sowie über die am Höhenruder wirkenden Kräfte zu. Die Messdatenaufnahme ist in zwei Teile gegliedert, wobei eine Messung am Boden erfolgt und eine im Flug vorgenommen wird.

5.1 Versuchsbeschreibung

Die einfachste Methode, das Höhenrudermoment zu messen, ist die indirekte Messung über Kraft und Auslenkung am Steuerhorn, wie in **Abbildung 5.1** dargestellt. Um eine Aussage über das Moment machen zu können, wird die kinematische Bindung Ds_p / d zwischen Steuerhorn und Ruder genutzt, um ein Übersetzungsverhältnis zu bestimmen. Hierfür wird am Boden eine Kalibrierungskurve aufgenommen. Für verschiedene Ruderstellungen wird im Cockpit der horizontale Abstand des Steuerhorns vom Armaturenbrett s_p und am Höhenruder die vertikale Auslenkung h eines Referenzpunktes auf dem Ruder zur 0° - Stellung gemessen. Das Steuerhorn ist waagrecht geführt. Ein Drücken bewirkt einen Ruderausschlag nach unten, im flugzeugfesten Koordinatensystem also in positiver Richtung.

Während des Flugversuchs wird das Flugzeug auf eine Geschwindigkeit von 115 mph ausgetrimmt. Bei einer Änderung der Fluggeschwindigkeit (ohne Veränderung an der Trimmung) werden Kräfte am Steuerhorn erforderlich, wenn die Flughöhe gehalten werden soll. Mit einer Federwaage wird die Pilotenkraft F_p und mit einem Millimetermaß der Abstand s_p gemessen, sowie gleichzeitig die Fluggeschwindigkeit abgelesen.

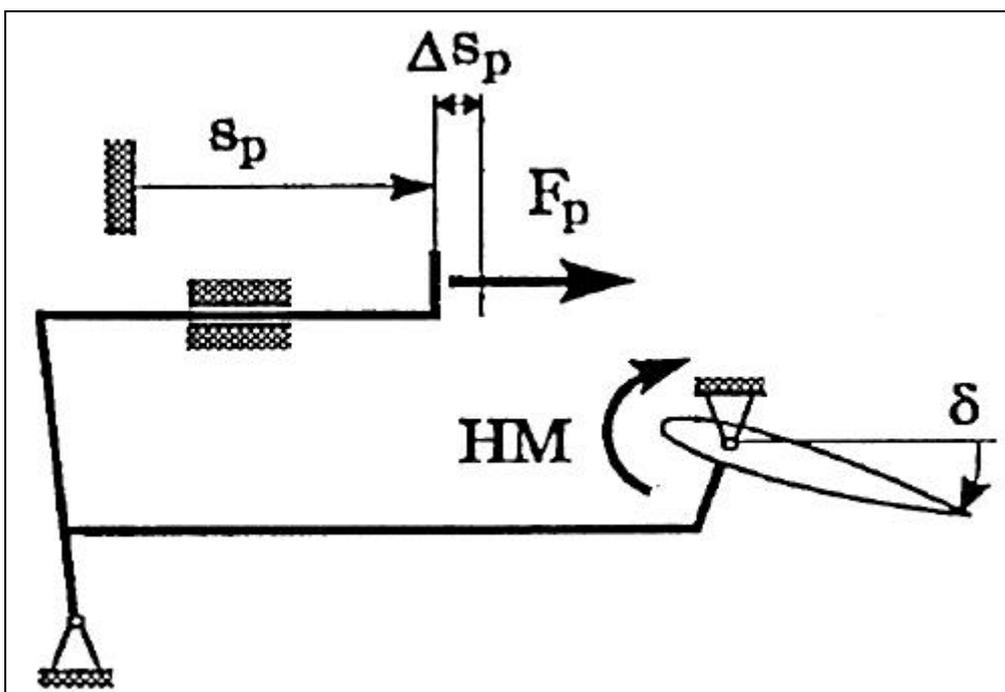


Bild 5.1 Kinematik der Höhenrudersteuerung (Scholz 2000)

5.2 Generelle Daten

Die Aufnahme der Generellen Daten beschränkt sich auf den Flugzeugtyp Cessna 172, da die Piper Archer PA 28 ein Pendelhöhenruder besitzt. Das bedeutet, das komplette Höhenleitwerk ist um einen festen Punkt beweglich und dient als Höhenruder. Im Gegensatz dazu hat die Cessna ein festes Höhenleitwerk mit einem beweglichen Ruder.

Tabelle 5.1 Generelle Daten (Versuch 3)

Versuch C1	
Flugzeugtyp	Cessna
Aufnahmeort	Westlich EDHI
Aufnahmedatum	10.11.2000
Aufnahmezeitraum [h:min]	14:15 – 16:15
Höhenrudertiefe [mm]	208

5.3 Berechnung des Übersetzungsverhältnisses

5.3.1 Messdaten

Tabelle 5.2 Messwerte aus Bodenversuch

Versuch C1	
s_p	h
[mm]	[mm]
230	-80
240	-70
250	-59
260	-44
270	-33
280	-22
290	-8
297	0
310	20
320	23
340	55
360	79
390	109

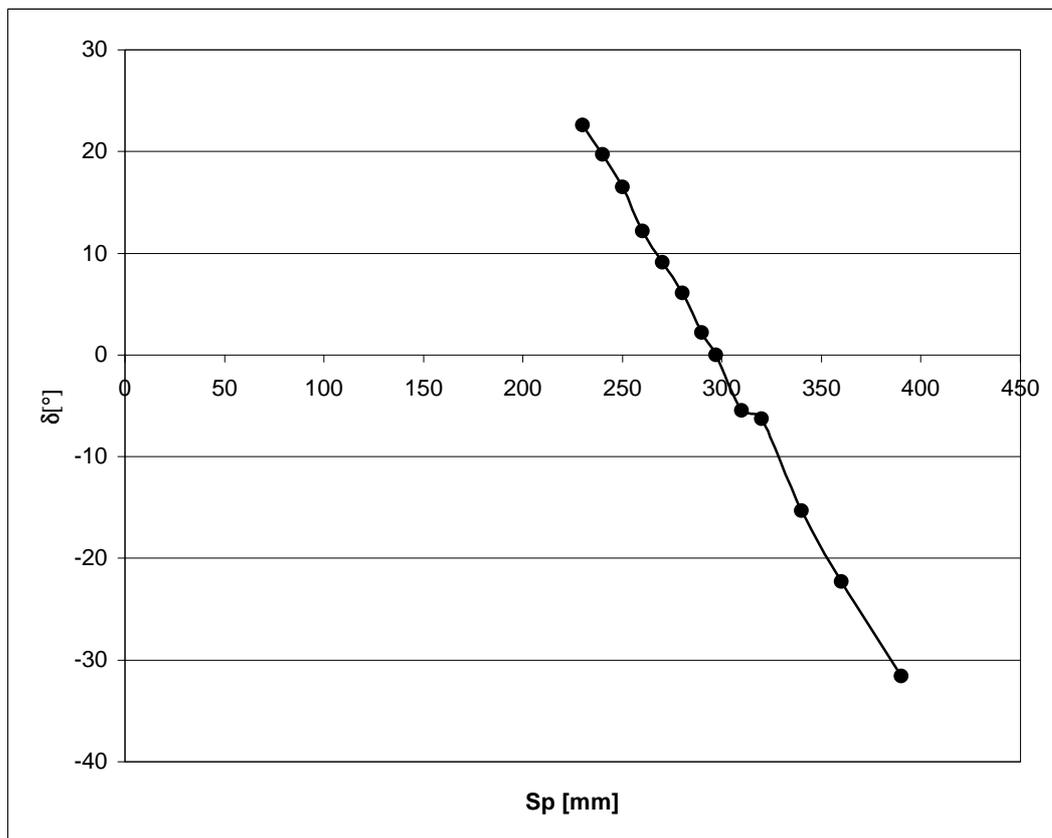
5.3.2 Auswertung der Messdaten

Der Höhenruderwinkel berechnet sich aus der Länge l des Höhenruders, gemessen vom Referenzpunkt an der Ruderhinterkante bis zur Scharnierlinie und der vertikalen Auslenkung h zur 0° -Stellung des Ruders.

$$\mathbf{d} = \arcsin \frac{h}{l} \quad (5.1)$$

Tabelle 5.3 Übersetzungsverhältnisse

Versuch C1		
D_{s_p}	d	D_{s_p} / d
[mm]	[°]	[mm/°]
67	22,6	2,9619
57	19,7	2,8983
47	16,5	2,8522
37	12,2	3,0296
27	9,1	2,9576
17	6,1	2,7999
7	2,2	3,1757
0	0	-
-13	-5,5	2,3560
-23	-6,3	3,6228
-43	-15,3	2,8044
-63	-22,3	2,8223
-93	-31,6	2,9427

**Bild 5.2** Kalibrierungskurve

Die Auswertung der Messung ergibt einen linearen Zusammenhang (**Abbildung 5.2**) zwischen D_{s_p} und dem Klappenwinkel d . Mittelung aller Werte liefert den Proportionalitätsfaktor D_{s_p} / d .

Mittelwert Versuch C1:

$$\frac{D_{s_p}}{d} = 2,9353 \text{ [mm/°]} \Rightarrow 0,1681 \text{ [m/rad]}$$

5.4 Berechnung des Scharniermomentes

5.4.1 Messdaten

Tabelle 5.4 Messwerte aus Flugversuch

Versuch C1			
v_{IAS}	F_p	s_p	Ds_p
[mph]	[N]	[mm]	[mm]
115	0,00	287	0
100	29,50	290	3
90	54,00	297	10
80	59,00	303	16
60	88,50	320	33

5.4.2 Auswertung der Messdaten

Aus dem ermittelten Übersetzungsverhältnis und dem im Flugversuch gemessenen Abstand des Steuerhorns zum Armaturenbrett lässt sich der Höhenruderwinkel errechnen.

$$\frac{Ds_p}{d} = 2,9353 \text{ [mm/}^\circ] \Rightarrow 0,1681 \text{ [m/rad]}$$

$$d = Ds_p / 0,1681 \text{ [m/rad]}$$

Nach dem Prinzip der virtuellen Arbeit, gilt für die Arbeit einer Kraft und eines Momentes

$$dW = F \cdot ds = M \cdot d\mathbf{F}$$

Für das Flugzeug ergibt sich daraus

$$F_p \cdot ds_p = HM \cdot d\mathbf{d}$$

$$HM = F_p \cdot \frac{ds_p}{d\mathbf{d}}$$

$$HM = F_p \cdot \frac{\Delta s_p}{d} \quad (5.2)$$

Tabelle 5.5 Berechnung des Scharniermomentes

Versuch C1			
v_{IAS}	d	d	HM
[mph]	[rad]	[°]	[Nm]
115	0	0	0
100	0,0178	1,02	4,96
90	0,0595	3,41	9,08
80	0,0952	5,45	9,92
60	0,1963	11,25	14,88

Scharniermomente oder Steuerkräfte sind im Flughandbuch nicht enthalten. Eine Berechnung der Scharniermomente wäre nach Handbuchmethoden möglich. Diese Berechnungen sind aber aufwendig und ungenau. Aus diesem Grund wurde in der Auswertung auf die Ermittlung von Vergleichswerten verzichtet. Das Vorzeichen der ermittelten Steuerkräfte kann jedoch im Zusammenhang mit der Betrachtung der statischen Stabilität des Flugzeugs überprüft werden.

6 Versuch 4: Steigflug

Die Steigflugversuche dienen der Ermittlung von Steigraten und Steigwinkeln in verschiedenen Flughöhen, sowie bei unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten. Daraus resultiert die Möglichkeit, eine optimale Fluggeschwindigkeit für das beste Steigen und den besten Steigwinkel zu berechnen. Die Messwertaufnahme erfolgt anhand von Sägezahnflügen¹⁹.

6.1 Versuchsbeschreibung

Der Versuch beginnt damit, dass eine Versuchshöhe h_m bestimmt wird, um die ein Höhenband Δh von etwa 400 bis 600 ft gelegt wird, wie es in **Abbildung 6.1** dargestellt ist.

Unterhalb des Höhenbandes wird die maximale Motorleistung gesetzt. Nach dem Übergang in den Steigflug, wird das Flugzeug mit einem Steigwinkel geflogen, der die für den Flugversuch benötigte konstante Geschwindigkeit ergibt. Die Zeitmessung beginnt bereits 100 bis 200 ft unterhalb des Punktes 1 und endet 100 bis 200 ft oberhalb des Punktes 2. Während des Steigfluges werden die mit der Stoppuhr ermittelten Zeiten in 100 ft Schritten im Messdatenprotokoll aufgenommen. Die Messungen werden mit unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten und in anderen Versuchshöhen wiederholt.

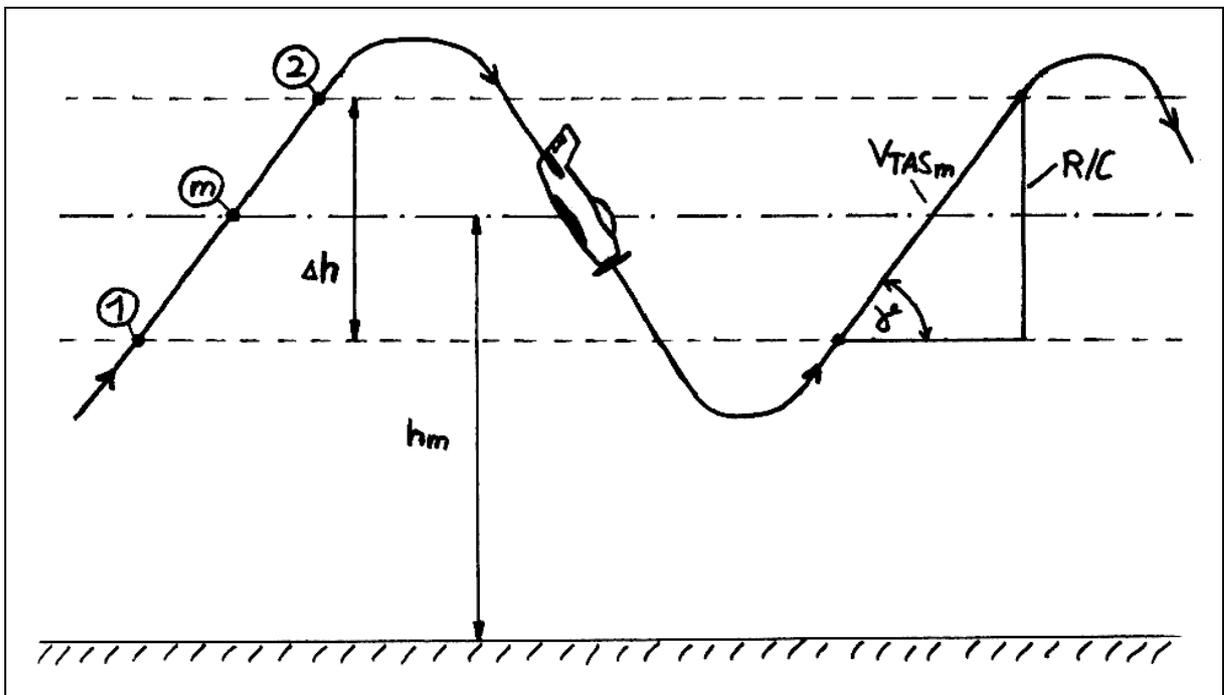


Bild 6.1 Darstellung der Sägezahnmethode (Steigflugversuch)

¹⁹ Siehe "Verzeichnis der Begriffe und Definitionen"

6.2 Generelle Daten

Tabelle 6.1 Generelle Daten (Versuch 4)

	Versuch C1	Versuch P1
Flugzeugtyp	Cessna	Piper
Aufnahmeort	Westlich EDHI	Westlich EDHI
Aufnahmedatum	10.05.1995	03.11.2000
Aufnahmezeitraum [h:min]	11:00 – 11:45	10:36 – 11:36
Startmasse [kg]	1074	1184
Versuchsmasse [kg]	1064	1174
Bodentemperatur [°C]	14	11
Luftdruck QNH [hPa]	1014	998

Versuchsmasse $m_V = \text{Startmasse } m_{TO} - \text{verbrauchte Kraftstoffmasse } m_F$

6.3 Messdaten

Bei der Zeitmessung für den Versuch C1 und P1 werden zwei Höhenbänder in einem Steigflug durchflogen.

Tabelle 6.2 Zeitmessung der Steigflüge (Versuch C1)

Versuch C1	IAS 70 mph	IAS 90 mph	IAS 110 mph
Höhe [ft]	Zeit t [s]	Zeit t [s]	Zeit t [s]
1000	0	0	0
1100	11	8	11
1200	22	17	22
1300	31	27	32
1400	41	37	42
1500	47	45	51
1600	57	54	60
1700	67	63	70
1800	77	72	81
1900	89	82	93
2000	100	93	104
2100	111	102	114

Tabelle 6.3 Zeitmessung der Steigflüge (Versuch P1)

Versuch P1	IAS 65 kt	IAS 76 kt	IAS 95 kt
Höhe [ft]	Zeit t [s]	Zeit t [s]	Zeit t [s]
1600	-	0	-
1700	0	9	-
1800	10	18	0
1900	22	27	12
2000	32	32	22
2100	43	46	33
2200	53	58	45
2300	63	66	53
2400	75	77	64
2500	86	88	77
2600	98	97	89
2700	109	109	101
2800	122	119	118

6.4 Auswertung der Messdaten

Um die Versuchshöhen werden die Höhenbänder festgelegt.

Versuch C1

Versuchshöhen: 1200 ft und 1800 ft

Tabelle 6.4 Einteilung der Höhenbänder (Versuch C1)

Versuch C1	IAS 70 mph	IAS 90 mph	IAS 110 mph
Höhe	Zeit t	Zeit t	Zeit t
[ft]	[s]	[s]	[s]
1000	0	0	0
1100	11	8	11
1200	22	17	22
1300	31	27	32
1400	41	37	42
1600	0	0	0
1700	10	9	10
1800	20	18	21
1900	32	28	33
2000	43	39	44

Versuch P1

Versuchshöhen: 2000 ft und 2500 ft

Tabelle 6.5 Einteilung der Höhenbänder (Versuch P1)

Versuch P1	IAS 65 kt	IAS 76 kt	IAS 95 kt
Höhe	Zeit t	Zeit t	Zeit t
[ft]	[s]	[s]	[s]
1800	0	0	0
1900	12	9	12
2000	22	14	22
2100	33	28	33
2200	43	40	45
2300	0	0	0
2400	12	11	11
2500	23	22	24
2600	35	31	36
2700	46	43	48

6.4.1 Berechnung der Steigraten

Bevor die Berechnung der Steigraten durchgeführt werden kann, ist es notwendig einige Korrekturen vorzunehmen.

Korrekturen

- des Höhenbandes aufgrund einer abweichenden Standardtemperatur.
- der Fluggeschwindigkeit $v_{IAS} \rightarrow v_{CAS} \rightarrow v_{TAS}$
- des Höhenbandes aufgrund einer auftretenden Geschwindigkeitszunahme.
- der Steigraten um die Abweichung von der maximalen Flugzeugmasse

Letztlich werden die Versuchshöhen aufgrund eines von der ISA abweichenden Luftdruckes (QNH) korrigiert, um einen Vergleich mit den Handbuchwerten zu ermöglichen.

Korrektur des Höhenbandes aufgrund einer abweichenden Standardtemperatur:

(Ohja 1995, S.437)

$$Dh_T = Dh \cdot \frac{T_0}{T_{ISA}} \quad (6.1)$$

T_0 : aktuelle Temperatur in Meereshöhe, $T_{ISA} = 288,15$ K.

Tabelle 6.6 Korrektur des Höhenbandes (Versuch C1)

Versuch C1				
v_{IAS} [mph]	Dt [s]	Dh [ft]	T_0 [k]	Dh_T [ft]
1200 ft				
70	41	400	287,18	398,7
90	37	400	287,18	398,7
110	42	400	287,18	398,7
1800 ft				
70	43	400	287,18	398,7
90	39	400	287,18	398,7
110	44	400	287,18	398,7

Tabelle 6.7 Korrektur des Höhenbandes (Versuch P1)

Versuch P1				
v_{IAS} [kt]	Dt [s]	Dh [ft]	T_0 [k]	Dh_T [ft]
2000 ft				
65	43	400	284,18	394,5
76	40	400	284,18	394,5
95	45	400	284,18	394,5
2500 ft				
65	46	400	284,18	394,5
76	43	400	284,18	394,5
95	48	400	284,18	394,5

Korrektur der Fluggeschwindigkeit:mit **Formel 4.5**

$$v_{TAS} = v_{CAS} \cdot \frac{1}{\sqrt{S}}$$

Tabelle 6.8 Korrektur der Fluggeschwindigkeit (Versuch C1)

Versuch C1						
v_{IAS} [mph]	v_{CAS} [mph]	S_1	S_2	v_{TAS_1} [mph]	v_{TAS_2} [mph]	v_{TAS_m} [mph]
1200 ft						
70	72	0,971	0,959	73,1	73,5	73,3
90	88	0,971	0,959	89,3	89,9	89,6
110	107	0,971	0,959	108,6	109,3	108,9
1800 ft						
70	72	0,954	0,943	73,7	74,1	73,9
90	88	0,954	0,943	90,1	90,6	90,4
110	107	0,954	0,943	109,5	110,2	109,9

Tabelle 6.9 Korrektur der Fluggeschwindigkeit (Versuch P1)

Versuch P1						
v_{IAS} [kt]	v_{CAS} [kt]	S_1	S_2	v_{TAS_1} [kt]	v_{TAS_2} [kt]	v_{TAS_m} [kt]
2000 ft						
65	68	0,948	0,937	69,8	70,2	70,0
76	78	0,948	0,937	80,1	80,6	80,3
95	93	0,948	0,937	95,5	96,1	95,8
2500 ft						
65	68	0,934	0,923	70,4	70,8	70,6
76	78	0,934	0,923	80,7	81,2	80,9
95	93	0,934	0,923	96,2	96,8	96,5

Korrektur des Höhenbandes aufgrund einer auftretenden Beschleunigung:

Mit steigender Flughöhe und abnehmender Luftdichte nimmt die wahre Fluggeschwindigkeit v_{TAS} zu. Mit Hilfe eines Energievergleiches lässt sich der Höhenbandzuwachs Dh_v ermitteln.

$$m \cdot g \cdot h = \frac{1}{2} \cdot m \cdot \Delta v$$

$$Dh_v = \frac{v_{TAS_2}^2 - v_{TAS_1}^2}{2g} \quad (6.2)$$

Das korrigierte Höhenband Dh_K setzt sich zusammen aus dem durch die Temperaturabweichung berechneten Band Dh_T und den durch die Beschleunigung erhaltenen Höhenbandzuwachs Dh_v .

$$Dh_K = Dh_T + Dh_v \quad (6.3)$$

Tabelle 6.10 Korrektur der Beschleunigung (Versuch C1)

Versuch C1		
v_{IAS} [mph]	Dh_v [ft]	Dh_K [ft]
1200 ft		
70	2,23	400,9
90	3,34	401,9
110	4,93	403,6
1800 ft		
70	2,12	400,8
90	3,17	401,8
110	4,68	403,3

Tabelle 6.11 Korrektur der Beschleunigung (Versuch P1)

Versuch P1		
v_{IAS} [kt]	Dh_v [ft]	Dh_K [ft]
2000 ft		
65	2,53	397,0
76	3,60	398,1
95	5,12	399,6
2500 ft		
65	2,55	397,0
76	3,63	398,1
95	5,15	399,6

Berechnung der Steigraten:

Die Steigrate berechnet sich aus dem korrigierten Höhenband Dh_K und der gemessenen Zeit Dt .

$$ROC_m = \frac{Dh_K}{Dt} \quad (6.4)$$

Tabelle 6.12 Berechnung der Steigraten (Versuch C1)

Versuch C1			
v_{IAS} [mph]	Dt [s]	Dh_K [ft]	$ROC_{m,gem.}$ [ft/min]
1200 ft			
70	41	400,9	586,7
90	37	401,9	651,9
110	42	403,6	576,6
1800 ft			
70	43	400,8	559,2
90	39	401,8	618,2
110	44	403,3	550,0

Tabelle 6.13 Berechnung der Steigraten (Versuch P1)

Versuch P1			
v_{IAS} [kt]	Dt [s]	Dh_K [ft]	$ROC_{m,gem.}$ [ft/min]
2000 ft			
65	43	397,0	554,0
76	40	398,1	597,1
95	45	399,6	532,8
2500 ft			
65	46	397,0	517,9
76	43	398,1	555,5
95	48	399,6	499,5

Korrektur der Steigrate aufgrund einer abweichenden Flugzeugmasse:

Die Korrektur der Flugzeugmasse wird mit Hilfe von Rechnungen zum Verhalten der Steigrate vorgenommen. Aufgrund einer gemessenen Steigrate $ROC_{m, gem.}$ bei bestimmter Masse "m", wird eine Vorhersage über dieselbe Steigrate bei anderer Masse gemacht. Dabei interessiert hier die maximale Abflugmasse (maximum take-off weight, MTOW):

$$ROC_{MTOW} = ROC_{m, gem.} \cdot \frac{ROC_{MTOW, ber.}}{ROC_{m, ber.}} \quad (6.5)$$

$$ROC = (P - Dv) \frac{1}{W} \quad (6.6)$$

$$P = h_p \cdot P_s \quad (6.7)$$

$$D = A_1 v^2 + B_1 v^{-2} \quad (6.8)$$

$$A_1 = \frac{c_{D,0} r_0 S}{2} \quad (6.9)$$

$$B_1 = \frac{2W^2}{\rho A e r_0 S} \quad (6.10)$$

$$ROC = \frac{h}{W} \frac{P_s}{W} - \frac{A_1 \cdot v_{EAS}}{W \sqrt{s}} - \frac{2W}{\rho A e r_0 S \sqrt{s} \cdot v} \quad (6.11)$$

Für die Berechnung werden die in der **Tabelle 6.14** aufgeführten Werte verwendet.

Tabelle 6.14 Verwendete Werte für Korrekturrechnung

		Versuch C1	Versuch P1	Quelle
P_e	[kW]	110	133	FH
		0,75	0,6	Smith 1981 (S.19)
$c_{D,0}$			0,03	Annahme
		7,38		Berechnet(FH)
S		16,3	15,79	
r_0	[kg/m ³]	1,230	1,223	Berechnet

Der Propellerwirkungsgrad h wird mit den **Formeln 3.17** und **3.18** aus **Abschnitt 3.5.3** berechnet.

Angenommene Werte: $h_{Pdesign} = 0,85$

$$v_{design} = 100kt$$

$$n_{design} = 2400rpm$$

Tabelle 6.15 Korrektur der Flugzeugmasse (Versuch C1)

Versuch C1		1200 ft			1800 ft		
v_{IAS}	[mph]	70	90	110	70	90	110
v_{TAS_m}	[mph]	73,3	89,6	108,9	73,9	90,4	109,9
S_m		0,963	0,963	0,963	0,948	0,948	0,948
v_{EAS}	[m/s]	32,1	39,3	47,8	32,2	39,3	47,8
W	[N]	10340,0	10340,0	10340,0	10340,0	10340,0	10340,0
W_{MTOW}	[N]	10232,0	10232,0	10232,0	10232,0	10232,0	10232,0
h_P		0,6	0,7	0,8	0,6	0,7	0,8
P	[kW]	66,0	77,0	88,0	66,0	77,0	88,0
A_1		0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
B_1		613304,2	613304,2	613304,2	613304,2	613304,2	613304,2
D	[N]	894,1	864,8	971,9	889,9	866,6	979,9
$ROC_{m,ber.}$	[ft/min]	692,4	808,9	789,7	687,8	803,1	781,2
$ROC_{MTOW,ber.}$	[ft/min]	707,5	823,8	803,3	702,9	818,0	794,7
$ROC_{m,gem..}$	[ft/min]	586,7	651,9	576,6	559,2	618,2	550,0
ROC_{MTOW}	[ft/min]	599,4	663,9	586,5	571,5	629,6	559,5

Tabelle 6.16 Korrektur der Flugzeugmasse (Versuch P1)

Versuch P1		2000 ft			2500 ft		
v_{IAS}	[kt]	65	76	95	65	76	95
v_{TAS_m}	[kt]	70,0	80,3	95,8	70,6	80,9	96,5
S_m		0,943	0,943	0,943	0,929	0,929	0,929
v_{EAS}	[m/s]	35,0	40,2	47,9	35,0	40,2	47,9
W	[N]	11615	11615	11615	11615	11615	11615
W_{MTOW}	[N]	11380	11380	11380	11380	11380	11380
h_P		0,6	0,7	0,8	0,6	0,7	0,8
P	[kW]	79,80	93,10	106,40	79,8	93,1	106,4
A_1		0,29	0,29	0,29	0,29	0,29	0,29
B_1		1028072,7	1028072,7	1028072,7	1028072,7	1028072,7	1028072,7
D	[N]	1166,8	1096,4	1127,5	1160,8	1094,9	1131,9
$ROC_{m,ber.}$	[ft/min]	622,9	803,2	872,6	617,4	797,4	865,6
$ROC_{MTOW,ber.}$	[ft/min]	672,4	851,8	917,4	667,1	846,1	910,5
$ROC_{m,gem..}$	[ft/min]	554,0	597,1	532,8	517,9	555,5	499,5
ROC_{MTOW}	[ft/min]	598,0	633,2	560,2	559,5	589,4	525,4

Korrektur der Versuchshöhe aufgrund eines abweichenden Luftdrucks (QNH):

Bei Flugversuchen soll der Höhenmesser immer auf 1013 hPa eingestellt werden. Dieses ist bei den vorliegenden Versuchen nicht beachtet worden. Der Höhenmesser wurde auf QNH eingestellt, deshalb ist eine Korrektur der Versuchshöhe notwendig. Die vom Höhenmesser angezeigte Höhe wird mit **Formel 6.12** um die Höhendifferenz Δh zur ISA korrigiert.

$$h_p = h + \Delta h \quad (6.12)$$

$$\Delta h \approx \frac{T_0 + \Delta T}{L} \left(1 - \left(\frac{QNH}{p_0} \right)^{\frac{1}{5,25588}} \right) \quad (6.13)$$

$$\Delta T = T - T_{ISA} \quad (6.14)$$

Tabelle 6.17 Korrektur der Versuchshöhe (Versuch C1)

Versuch C1					
h	T_0	ΔT	QNH	Δh	h_p
[ft]	[k]	[k]	[hPa]	[ft]	[ft]
1200	288,15	-1,12	1014	-20,4	1180
1800	288,15	-1,12	1014	-20,4	1780

Tabelle 6.18 Korrektur der Versuchshöhe (Versuch P1)

Versuch P1					
h	T_0	ΔT	QNH	Δh	h_p
[ft]	[k]	[k]	[hPa]	[ft]	[ft]
2000	288,15	-4,12	998	413,1	2413
2500	288,15	-4,12	998	413,1	2913

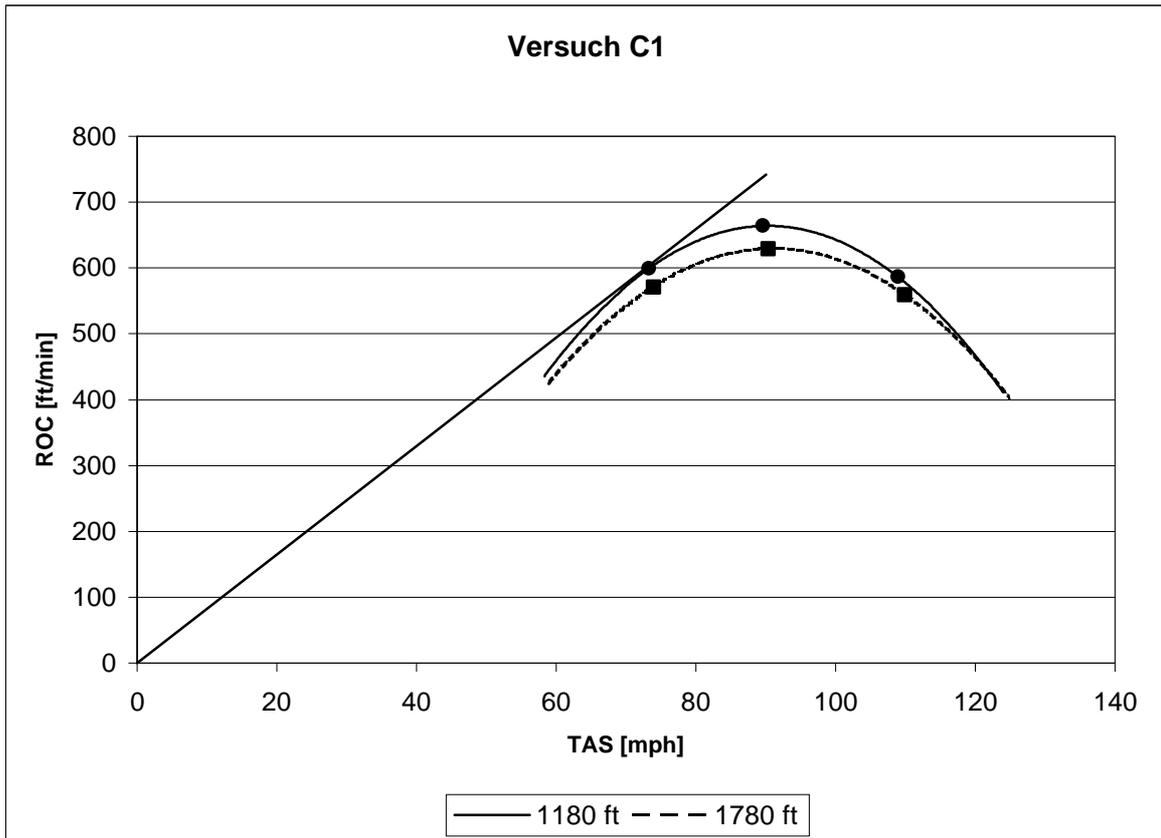


Bild 6.2 Steigrate in Abhängigkeit der wahren Fluggeschwindigkeit (Versuch C1)

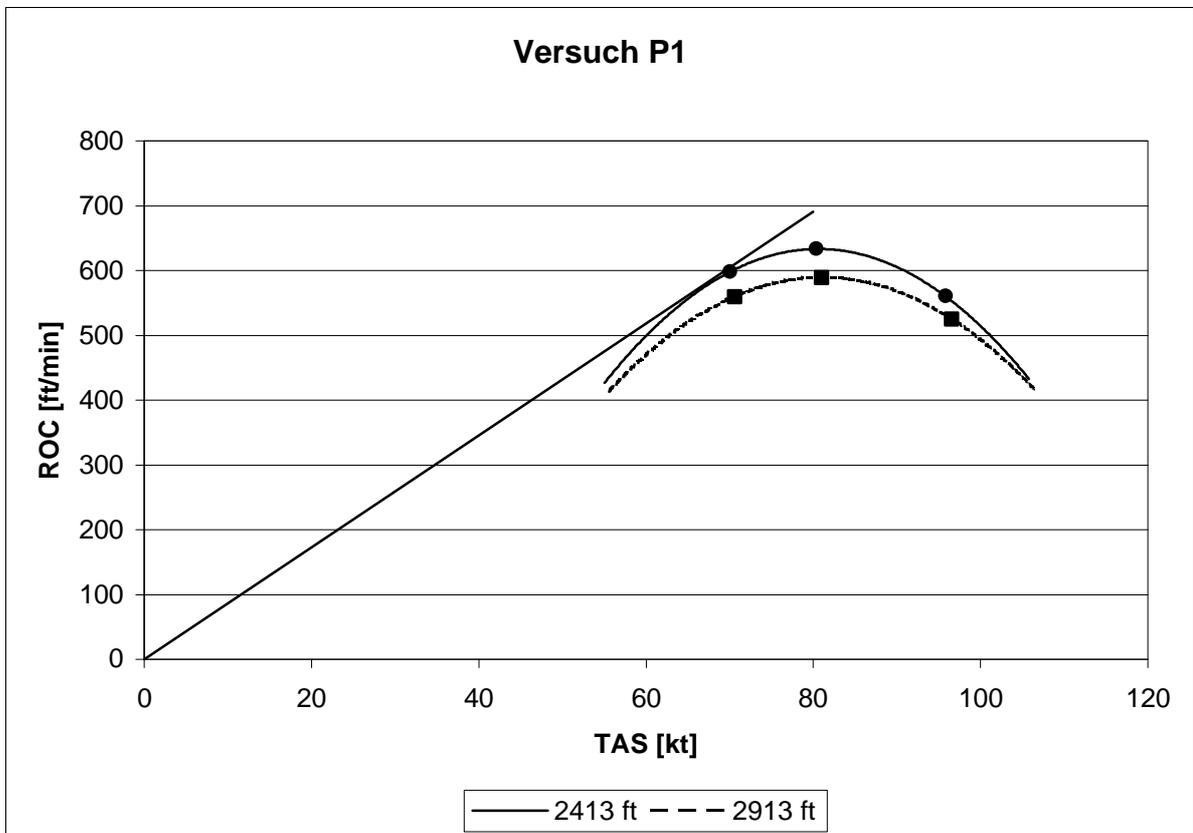


Bild 6.3 Steigrate in Abhängigkeit der wahren Fluggeschwindigkeit (Versuch P1)

6.4.2 Berechnung der Steigwinkel

Der Steigwinkel g berechnet sich aus der Steigrate bei maximaler Flugzeugmasse und der mittleren wahren Fluggeschwindigkeit v_{TAS_m} . (Abbildung 6.1)

$$g = \arcsin \frac{ROC_{MTOW}}{v_{TAS_m}} \quad (6.15)$$

Tabelle 6.19 Berechnung der Steigwinkel (Versuch C1)

Versuch C1			
v_{IAS} [mph]	v_{TAS_m} [mph]	ROC_{MTOW} [ft/min]	g [°]
1180 ft			
70	73,3	599	5,3
90	89,6	664	4,8
110	108,9	586	3,5
1780 ft			
70	73,9	571	5,0
90	90,4	630	4,5
110	109,9	560	3,3

Tabelle 6.20 Berechnung der Steigwinkel (Versuch P1)

Versuch P1			
v_{IAS} [kt]	v_{TAS_m} [kt]	ROC_{MTOW} [ft/min]	g [°]
2413 ft			
65	70,0	598	4,8
76	80,3	633	4,5
95	95,8	560	3,3
2913 ft			
65	70,6	559	4,5
76	80,9	589	4,1
95	96,5	525	3,1

6.5 Vergleich der Ergebnisse

Die Ergebnisse des Versuchs 4 lassen zwei Vergleiche zu. Erstens den Vergleich der ermittelten maximalen Steigrate in **Tabelle 6.21** mit den Flughandbuchwerten und weiterhin die Gegenüberstellung der Geschwindigkeiten für den besten Steigwinkel g_{\max} und für das schnellste Steigen ROC_{\max} in **Tabelle 6.22**.

Im Falle der Steigraten ist zu erkennen, dass die Ergebnisse von Versuch C1 eine schlechte Übereinstimmung aufweisen. Die Abweichungen sind auf die Massenkorrektur der Steigraten zurückzuführen, insbesondere auf die angenommenen Parameter für die Triebwerksleistung.

Tabelle 6.21 Vergleich der Steigraten

Versuch C1		TAS 90 [mph]
1180 ft		
ROC_{\max}	[ft/min]	664
ROC_{\max} (FH)	[ft/min]	600
Versuch P1		TAS 80 [kt]
2413 ft		
ROC_{\max}	[ft/min]	633
ROC_{\max} (FH)	[ft/min]	625

Mit dem Anlegen einer Tangente an die Kurven in den **Abbildungen 6.3** und **6.4** wird die Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel g_{\max} ermittelt.

Die Ergebnisse werden im Falle des Versuches C1 mit den Werten aus **Pratt 1993** (S. 3.5) und im Falle des Versuches P1 mit den Flughandbuchwerten verglichen. Wobei zu erkennen ist, dass die vorgegebenen Werte mit geringen Abweichungen bestätigt wurden. Die auftretenden Abweichungen sind auf die Ungenauigkeit bei der Messwertaufnahme, sowie auf die meteorologischen Bedingungen zurückzuführen.

Tabelle 6.22 Vergleich der Geschwindigkeiten

Versuch C1		g_{\max}	ROC_{\max}
1180 ft			
v_{TAS_m}	[mph]	71	90
v_{IAS}	[mph]	68	90
v_{IAS} (Pratt1993)	[mph]	69	86
Versuch P1			
2413 ft			
v_{TAS_m}	[kt]	67	80
v_{IAS}	[kt]	62	76
v_{IAS} (FH)	[kt]	64	76

7 Versuch 5: Sinkflug

Die Sinkflugversuche dienen der Ermittlung von Sinkraten und Sinkwinkeln, sowie von Gleitzahlen und Auftriebs- und Widerstandsbeiwerten. Aus den Berechneten Beiwerten lässt sich die Polare für das jeweilige Flugzeugmuster darstellen. Die Messwertaufnahme erfolgt anhand von Sägezahnflügen und wird kombiniert mit dem Versuch 4 durchgeführt.

7.1 Versuchsbeschreibung

Die Versuchsbeschreibung ähnelt der im Versuch 4, da die Versuchsmethode sich nur in Einzelheiten unterscheidet.

Zu Beginn des Versuches wird eine Versuchshöhe h_m bestimmt, um die ein Höhenband Δh von etwa 800 bis 1000 ft gelegt wird, wie es in **Abbildung 7.1** dargestellt ist.

Wenn das Flugzeug nach dem Steigflugversuch den höchsten Punkt der Flugbahn erreicht hat, wird der Leistungshebel fast vollständig zurück genommen und der Sinkflug eingeleitet. Während des Sinkfluges Fluggeschwindigkeit mit drücken und ziehen am Steuerhorn konstant gehalten. Die Zeitmessung beginnt bereits 100 bis 200 ft oberhalb des Punktes 1 und endet 100 bis 200 ft unterhalb des Punktes 2. Während des Sinkfluges werden die mit der Stoppuhr ermittelten Zeiten in 100 ft Schritten im Messdatenprotokoll aufgenommen.

Die Messungen werden mit unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten wiederholt.

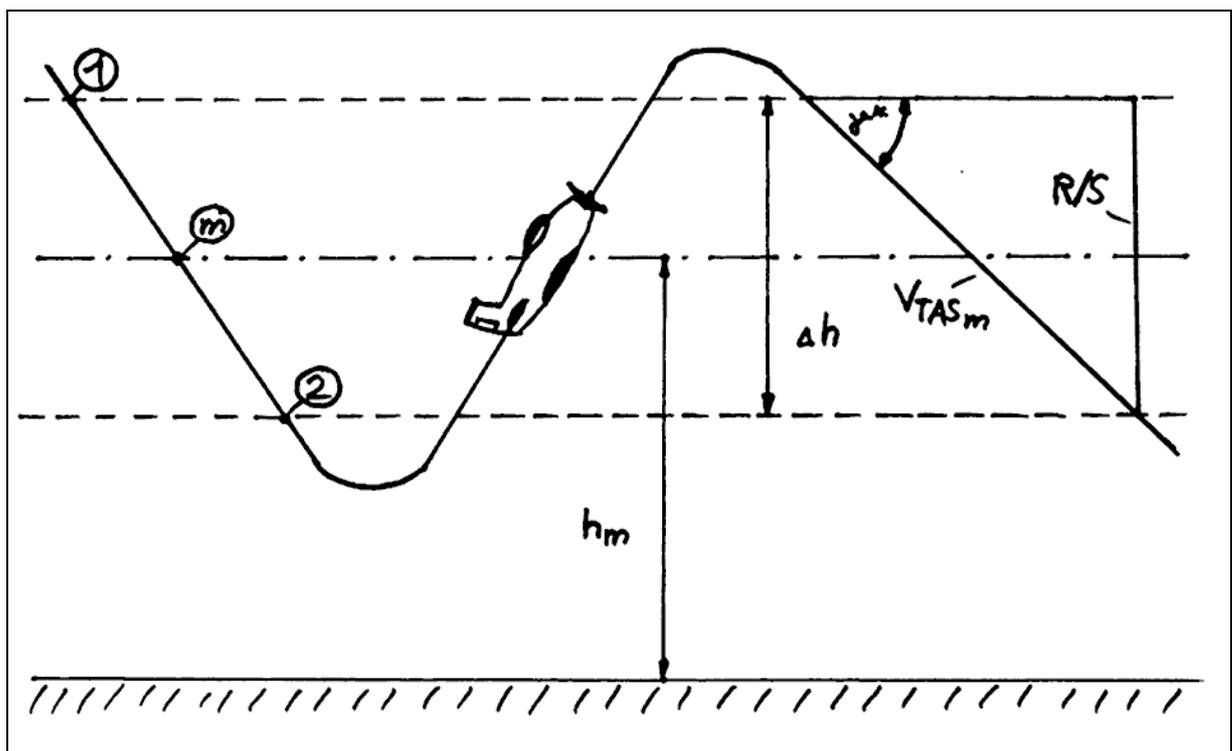


Bild 7.1 Darstellung der Sägezahnmethode (Sinkflugversuch)

7.2 Generelle Daten

Der Versuch C setzt sich aus zwei Flügen zusammen, um bei der Auswertung einen größeren Geschwindigkeitsbereich betrachten zu können.

Tabelle 7.1 Generelle Daten (Versuch 5)

	Versuch C1	Versuch C2	Versuch P1
Flugzeugtyp	Cessna	Cessna	Piper
Aufnahmeort	Westlich EDHI	Westlich EDHI	Westlich EDHI
Aufnahmedatum	10.05.1995	10.05.1995	03.11.00
Aufnahmezeitraum [h:min]	10:00 – 10:45	11:00 – 11:45	10:36 – 11:36
Startmasse [kg]	1101	1074	1184
Versuchsmasse [kg]	1091	1064	1174
Bodentemperatur [°C]	14	14	11
Luftdruck QNH [hPa]	1014	1014	998

7.3 Messdaten

Versuch C Versuchshöhe: 1500ft

Tabelle 7.2 Zeitmessung der Sinkflüge (Versuch C)

Versuch C	C1	C2	C1	C2	C1	C2
	IAS 50 mph	IAS 60 mph	IAS 70 mph	IAS 80 mph	IAS 90 mph	IAS 100 mph
Höhe [ft]	Zeit t [s]					
2000	0	0	0	0	0	0
1900	8	12	11	5	9	6
1800	19	25	24	15	17	14
1700	30	37	36	25	25	24
1600	41	48	47	36	34	30
1500	51	59	58	47	43	37
1400	60	72	70	57	51	46
1300	71	82	72	67	60	53
1200	83	93	82	76	66	60
1100	93	103	93	85	76	67
1000	104	114	105	94	83	73

Versuch P1 Versuchshöhe: 2000ft

Tabelle 7.3 Zeitmessung der Sinkflüge (Versuch P1)

Versuch P1	IAS 65 kt	IAS 76 kt	IAS 95 kt
Höhe [ft]	Zeit t [s]	Zeit t [s]	Zeit t [s]
2400	0	0	0
2300	9	9	7
2200	18	18	13
2100	27	26	19
2000	34	33	26
1900	42	41	31
1800	50	50	39
1700	59	59	46
1600	68	68	53

7.4 Auswertung der Messdaten

7.4.1 Berechnung der Sinkraten

Vor der Berechnung der Sinkraten ist es notwendig einige Korrekturen durchzuführen.

Korrekturen

- des Höhenbandes aufgrund einer abweichenden Standardtemperatur.
- der Fluggeschwindigkeit $v_{IAS} \rightarrow v_{CAS} \rightarrow v_{TAS}$
- des Höhenbandes aufgrund einer auftretenden Geschwindigkeitsabnahme.
- der Sinkraten um die Abweichung von der maximalen Flugzeugmasse

Letztlich werden die Versuchshöhen aufgrund eines von der ISA abweichenden Luftdruckes (QNH) korrigiert, um einen Vergleich mit den Handbuchwerten zu ermöglichen.

Korrektur des Höhenbandes aufgrund einer abweichenden Standardtemperatur:
(Ohja 1995, S.437)

$$Dh_T = Dh \cdot \frac{T_0}{T_{ISA}}$$

siehe auch **Formel 6.1**.

Tabelle 7.4 Korrektur des Höhenbandes (Versuch C)

Versuch C				
v_{IAS} [mph]	Dt [s]	Dh [ft]	T_0 [k]	Dh_T [ft]
1500 ft				
50	104	1000	287,18	996,6
60	114	1000	287,18	996,6
70	105	1000	287,18	996,6
80	94	1000	287,18	996,6
90	83	1000	287,18	996,6
100	73	1000	287,18	996,6

Tabelle 7.5 Korrektur des Höhenbandes (Versuch P1)

Versuch P1			
v_{IAS} [kt]	Dh [ft]	T_0 [k]	Dh_T [ft]
2000 ft			
65	800	284,18	789,0
76	800	284,18	789,0
95	800	284,18	789,0

Korrektur der Fluggeschwindigkeit:mit **Formel 4.5**

$$v_{TAS} = v_{CAS} \cdot \frac{1}{\sqrt{S}}$$

Tabelle 7.6 Korrektur der Fluggeschwindigkeit (Versuch C)

Versuch C						
v_{IAS} [mph]	v_{CAS} [mph]	S_1	S_2	v_{TAS_1} [mph]	v_{TAS_2} [mph]	v_{TAS_m} [mph]
1500 ft						
50	58	0,943	0,968	59,7	59,0	59,3
60	64	0,943	0,968	65,9	65,1	65,5
70	72	0,943	0,968	74,2	73,2	73,7
80	79	0,943	0,968	81,4	80,3	80,8
90	88	0,943	0,968	90,6	89,5	90,0
100	97	0,943	0,968	99,9	98,6	99,3

Tabelle 7.7 Korrektur der Fluggeschwindigkeit (Versuch P1)

Versuch P1						
v_{IAS} [kt]	v_{CAS} [kt]	S_1	S_2	v_{TAS_1} [kt]	v_{TAS_2} [kt]	v_{TAS_m} [kt]
2000 ft						
65	68	0,932	0,954	70,4	69,6	70,0
76	78	0,932	0,954	80,8	79,9	80,3
95	93	0,932	0,954	96,3	95,2	95,8

Korrektur des Höhenbandes aufgrund einer auftretenden Beschleunigung:

Mit sinkender Flughöhe und zunehmender Luftdichte nimmt die wahre Fluggeschwindigkeit v_{TAS} ab. Mit Hilfe eines Energievergleiches lässt sich die Höhenbandabnahme Dh_v ermitteln.

$$m \cdot g \cdot h = \frac{1}{2} \cdot m \cdot \Delta v$$

mit **Formel 6.2**

$$Dh_v = \frac{v_{TAS_2}^2 - v_{TAS_1}^2}{2g}$$

Das korrigierte Höhenband Dh_K setzt sich zusammen aus dem durch die Temperaturabweichung berechneten Band Dh_T und den durch die Beschleunigung (Verzögerung) erhaltene Höhenbandabnahme Dh_v .

mit **Formel 6.3**

$$Dh_K = Dh_T + Dh_v$$

Tabelle 7.8 Korrektur der Beschleunigung (Versuch C)

Versuch C		
v_{IAS} [mph]	Dh_v [ft]	Dh_K [ft]
1500 ft		
50	-3,07	993,6
60	-3,74	992,9
70	-4,73	991,9
80	-5,69	990,9
90	-7,06	989,6
100	-8,58	988,0

Tabelle 7.9 Korrektur der Beschleunigung (Versuch P1)

Versuch P1		
v_{IAS} [kt]	Dh_v [ft]	Dh_K [ft]
2000 ft		
65	-4,90	784,0
76	-6,40	783,0
95	-9,20	780,0

Berechnung der Sinkraten:

Die Sinkrate berechnet sich aus dem korrigierten Höhenband Dh_K und der gemessenen Zeit Dt .

$$ROS_m = \frac{\Delta h_K}{\Delta t} \quad (7.1)$$

Tabelle 7.10 Berechnung der Sinkraten (Versuch C)

Versuch C			
v_{IAS} [mph]	Dt [s]	Dh_K [ft]	$ROS_{m, gem.}$ [ft/min]
1500 ft			
50	104	993,6	573,2
60	114	992,9	496,4
70	105	991,9	551,1
80	94	990,9	639,3
90	83	989,6	715,4
100	73	988,0	812,1

Tabelle 7.11 Berechnung der Sinkraten (Versuch P1)

Versuch P1			
v_{IAS} [kt]	Dt [s]	Dh_K [ft]	$ROS_{m, gem.}$ [ft/min]
2000 ft			
65	68	784,0	691,8
76	68	783,0	690,9
95	53	780,0	883,0

Korrektur der Sinkrate aufgrund einer abweichenden Flugzeugmasse:

Die Korrektur der Flugzeugmasse wird mit Hilfe von Rechnungen zum Verhalten der Sinkrate vorgenommen. Aufgrund einer gemessenen Sinkrate $ROS_{m, gem.}$ bei bestimmter Masse "m", wird eine Vorhersage über dieselbe Sinkrate bei anderer Masse gemacht. Dabei interessiert hier die maximale Abflugmasse (maximum take-off weight, MTOW):

nach **Formel 6.5**
$$ROS_{MTOW} = ROS_{m, gem.} \cdot \frac{ROS_{MTOW, ber.}}{ROS_{m, ber.}}$$

$$ROS = \frac{Dv}{W} \quad (7.3)$$

mit **Formel 6.8**
$$D = A_1 v^2 + B_1 v^{-2}$$

mit **Formel 6.9**
$$A_1 = \frac{c_{D,0} r_0 S}{2}$$

mit **Formel 6.10**
$$B_1 = \frac{2W^2}{\rho A e r_0 S}$$

$$ROS = -\frac{A_1 \cdot v_{EAS}^3}{W \cdot \sqrt{s}} - \frac{2W}{\rho A e r_0 S \sqrt{s} \cdot v_{EAS}} \quad (7.4)$$

Für die Berechnung werden die in der **Tabelle 7.12** aufgeführten Werte verwendet.

Tabelle 7.12 Verwendete Werte für Korrekturrechnung

		Versuch C	Versuch P1	Quelle
e		0,75	0,6	Smith 1981 (S.19)
$c_{D,0}$		0,03	0,03	Annahme
A		7,38	7,21	Berechnet(FH)
S	[m ²]	16,3	15,79	FH
r_0	[kg/m ³]	1,2301	1,223	Berechnet

Tabelle 7.13 Korrektur der Flugzeugmasse (Versuch C)

Versuch C		1500 ft					
v_{IAS}	[mph]	50	60	70	80	90	100
v_{TAS_m}	[mph]	59,3	65,5	73,7	80,8	90,0	99,3
S_m		0,957	0,957	0,957	0,957	0,957	0,957
v_{EAS}	[m/s]	26,0	28,6	32,2	35,4	39,4	43,4
W	[N]	10703,0	10438,0	10703,0	10438,0	10703,0	10438,0
W_{MTOW}	[N]	10232,0	10232,0	10232,0	10232,0	10232,0	10232,0
A_1		0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
B_1		657121,8	624984,8	657121,8	624984,8	657121,8	624984,8
D	[N]	1177,93	1008,56	945,16	874,99	890,16	898,43
$ROS_{m,ber.}$	[ft/min]	574,8	556,9	572,6	596,4	659,1	751,9
$ROS_{MTOW,ber.}$	[ft/min]	601,3	568,1	598,9	608,4	689,4	767,0
$ROS_{m,gen..}$	[ft/min]	573,2	522,6	566,8	632,5	715,4	812,1
ROS_{MTOW}	[ft/min]	599,6	533,1	592,9	645,2	748,3	828,4

Tabelle 7.14 Korrektur der Flugzeugmasse (Versuch P1)

Versuch P1		2000 ft		
v_{IAS}	[kt]	65	76	95
v_{TAS_m}	[kt]	70,0	80,3	95,8
S_m		0,943	0,943	0,943
v_{EAS}	[m/s]	35,0	40,2	47,9
W	[N]	11517	11517	11517
W_{MTOW}	[N]	11380	11380	11380
A_1		0,29	0,29	0,29
B_1		1010797,4	1010797,4	1010797,4
D	[N]	1179,6	1093,9	1105,3
$ROS_{m,ber.}$	[ft/min]	727,0	773,3	932,3
$ROS_{MTOW,ber.}$	[ft/min]	723,6	772,0	934,6
$ROS_{m,gen..}$	[ft/min]	691,8	690,9	883,0
ROS_{MTOW}	[ft/min]	688,5	689,7	885,2

Korrektur der Versuchshöhe aufgrund eines abweichenden Luftdrucks (QNH):

Bei Flugversuchen soll der Höhenmesser immer auf 1013 hPa eingestellt werden. Dieses ist bei den vorliegenden Versuchen nicht beachtet worden. Der Höhenmesser wurde auf QNH eingestellt, deshalb ist eine Korrektur der Versuchshöhe notwendig. Die vom Höhenmesser angezeigte Höhe wird mit **Formel 6.12** bis **6.14** um die Höhendifferenz Δh zur ISA korrigiert.

Tabelle 7.15 Korrektur der Versuchshöhe (Versuch C)

Versuch C1					
h	T_0	ΔT	QNH	Δh	h_p
[ft]	[k]	[k]	[hPa]	[ft]	[ft]
1500	288,15	-1,12	1014	-20,4	1480

Tabelle 7.16 Korrektur der Versuchshöhe (Versuch P1)

Versuch P1					
h	T_0	ΔT	QNH	Δh	h_p
[ft]	[k]	[k]	[hPa]	[ft]	[ft]
2000	288,15	-4,12	998	413,1	2413

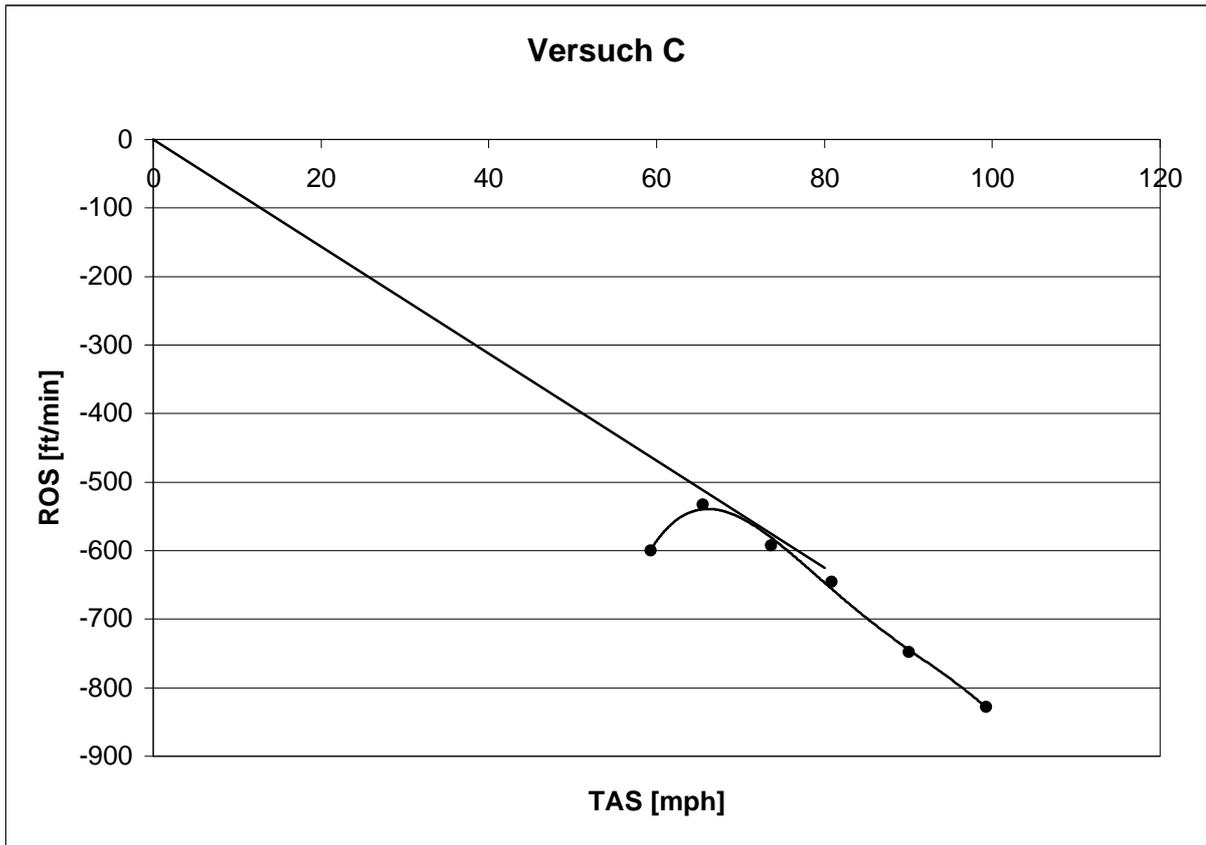


Bild 7.2 Sinkrate in Abhängigkeit der wahren Fluggeschwindigkeit (Versuch C)

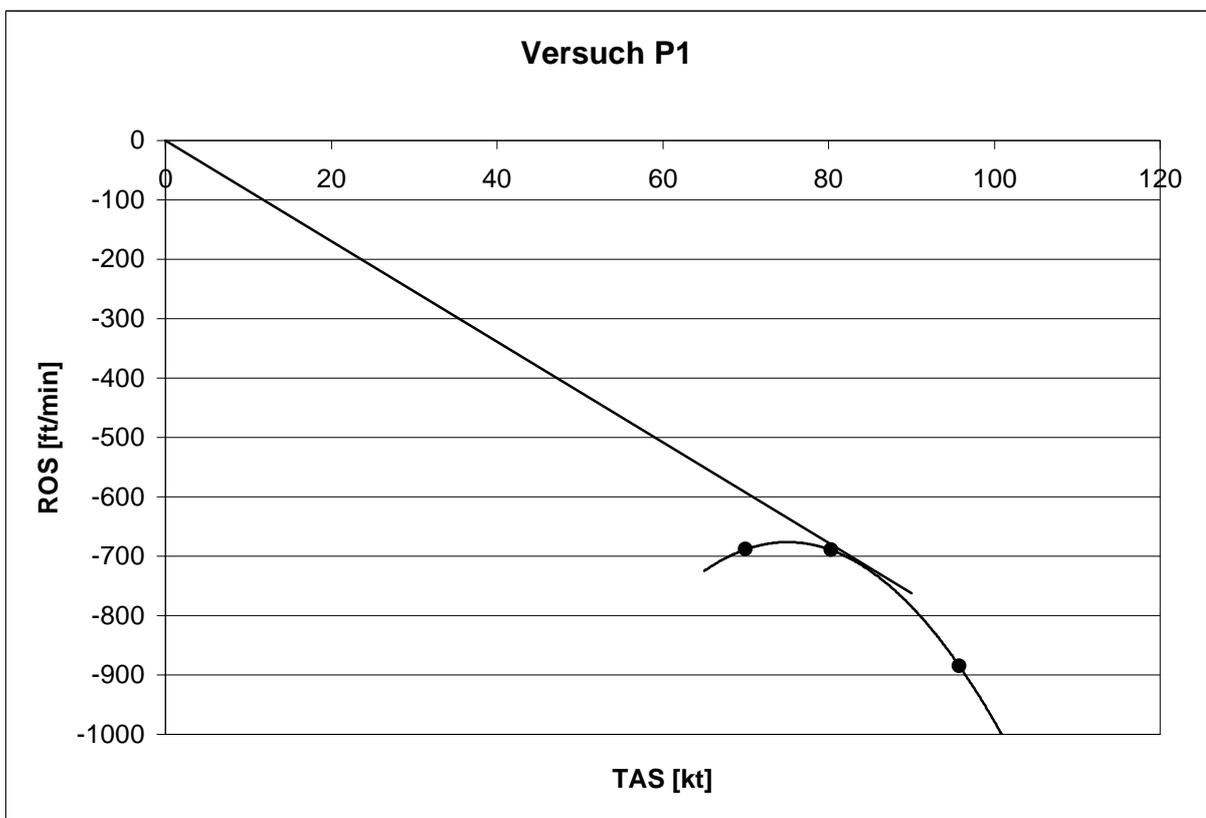


Bild 7.3 Sinkrate in Abhängigkeit der wahren Fluggeschwindigkeit (Versuch P1)

7.4.2 Berechnung der Sinkwinkel

Der Sinkwinkel g^* berechnet sich aus der Sinkrate bei maximaler Flugzeugmasse und der mittleren wahren Fluggeschwindigkeit v_{TAS_m} . (**Abbildung 7.1**)

$$g^* = \arcsin \frac{ROS_{MTOW}}{v_{TAS_m}} \quad (7.5)$$

Tabelle 7.17 Berechnung der Sinkwinkel (Versuch C)

Versuch C			
v_{IAS}	v_{TAS_m}	ROS_{MTOW}	g^*
[mph]	[mph]	[ft/min]	[°]
1480 ft			
50	59,3	599,6	6,59
60	65,5	533,1	5,31
70	73,7	592,9	5,25
80	80,8	645,2	5,20
90	90,0	748,3	5,42
100	99,3	828,4	5,44

Tabelle 7.18 Berechnung der Sinkwinkel (Versuch P1)

Versuch P1			
v_{IAS}	v_{TAS_m}	ROS_{MTOW}	g^*
[kt]	[kt]	[ft/min]	[°]
2413 ft			
65	70,0	689,4	5,6
76	80,3	690,1	4,9
95	95,8	884,6	5,2

7.4.3 Berechnung der Gleitzahlen

Die Gleitzahl E wird mit folgender Formel berechnet:

$$E = \frac{L}{D} = \frac{1}{\tan g^*} \quad (7.6)$$

Tabelle 7.19 Berechnung der Gleitzahlen (Versuch C)

Versuch C		
v_{IAS} [mph]	g^* [°]	E
1480 ft		
50	6,59	8,8
60	5,31	11,4
70	5,25	11,8
80	5,20	11,7
90	5,42	10,7
100	5,44	10,6

Tabelle 7.20 Berechnung der Gleitzahlen (Versuch P1)

Versuch P1		
v_{IAS} [kt]	g^* [°]	E
2413 ft		
65	5,6	10,3
76	4,9	11,8
95	5,2	10,9

7.4.4 Berechnung der Auftriebs - und Widerstandsbeiwerte

Der Auftriebsbeiwert C_L für die jeweilige Versuchshöhe und Geschwindigkeit berechnet sich mit:

$$C_L = \frac{2W \cdot \cos g^*}{\rho_m \cdot v^2 \cdot S} \quad (7.7)$$

Hierbei wird die der Versuchshöhe entsprechende Luftdichte ρ_m verwendet, die mit Hilfe der **Formel 3.11** ermittelt wird.

Der Widerstandsbeiwert C_D ergibt sich aus folgendem Zusammenhang.

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{1}{\tan g^*}$$

$$C_D = C_L \cdot \tan g^* \quad (7.8)$$

Tabelle 7.21 Berechnung der Auftriebs – und Widerstandsbeiwerte (Versuch C)

Versuch C					
v_{IAS} [mph]	v_{TAS_m} [mph]	g^* [°]	C_L	C_L^2	C_D
1480 ft					
50	59,3	6,59	1,547	2,393	0,179
60	65,5	5,31	1,252	1,567	0,116
70	73,7	5,25	1,006	1,012	0,092
80	80,8	5,20	0,822	0,675	0,075
90	90,0	5,42	0,673	0,453	0,064
100	99,3	5,44	0,545	0,297	0,052

Tabelle 7.22 Berechnung der Auftriebs – und Widerstandsbeiwerte (Versuch P1)

Versuch P1					
v_{IAS} [kt]	v_{TAS_m} [kt]	g^* [°]	C_L	C_L^2	C_D
2413 ft					
65	70,0	5,6	0,956	0,914	0,093
76	80,3	4,9	0,728	0,529	0,062
95	95,8	5,2	0,512	0,262	0,047

7.4.5 Ermittlung der Polaren

Die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte aus **Abschnitt 7.4.4** werden in Diagrammen dargestellt. Bei dem Versuch C wird aufgrund der größeren Anzahl von Messwerten neben der linear verlaufenden Polare (**Bild 7.4**) auch die parabolische Lilienthal Polare (**Bild 7.5**) ermittelt. Der Versuch P1 lässt nur eine lineare Darstellung (**Bild 7.6**) zu, da die Messwerte im unteren Geschwindigkeitsbereich, das heißt im oberen C_L - und C_D -Bereich nicht vorhanden sind.

Die Funktionen der Polaren lassen sich über EXCEL, sowie mit einem einfachen mathematischen Verfahren ermitteln.

Der Widerstandsbeiwert C_D setzt sich aus den Anteilen des Nullauftriebswiderstandsbeiwertes C_{D0} und des induzierten Widerstandsbeiwertes C_{Di} zusammen.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

Der induzierte Widerstandsbeiwert setzt sich zusammen aus dem Flügelformkorrekturfaktor k , sowie aus dem Auftriebswiderstand C_L .

$$C_{Di} = k \cdot C_L^2$$

$$k = \frac{1}{\rho \cdot A \cdot e}$$

$$C_D = C_{D0} + k \cdot C_L^2 \quad (7.9)$$

Mit den Werten für C_L und C_D aus zwei Sinkflügen lassen sich zwei Gleichungen mit zwei Unbekannten aufstellen.

$$C_{D1} = C_{D0} + k \cdot C_{L1}^2$$

$$C_{D2} = C_{D0} + k \cdot C_{L2}^2$$

Aus den beiden Gleichungen lassen sich C_{D0} und k , bzw. e errechnen.

Tabelle 7.23 Berechnung der Widerstandspolare (Versuch C)

Versuch C	C_D	C_L^2	C_{D0}	k	e
v_{IAS} [mph]					
1480 ft					
50	0,179	2,393	0,034	0,060	0,71
100	0,052	0,297			

Widerstandspolare :

Rechnung $C_D = 0,034 + 0,060 \cdot C_L^2$

EXCEL $C_D = 0,034 + 0,058 \cdot C_L^2$

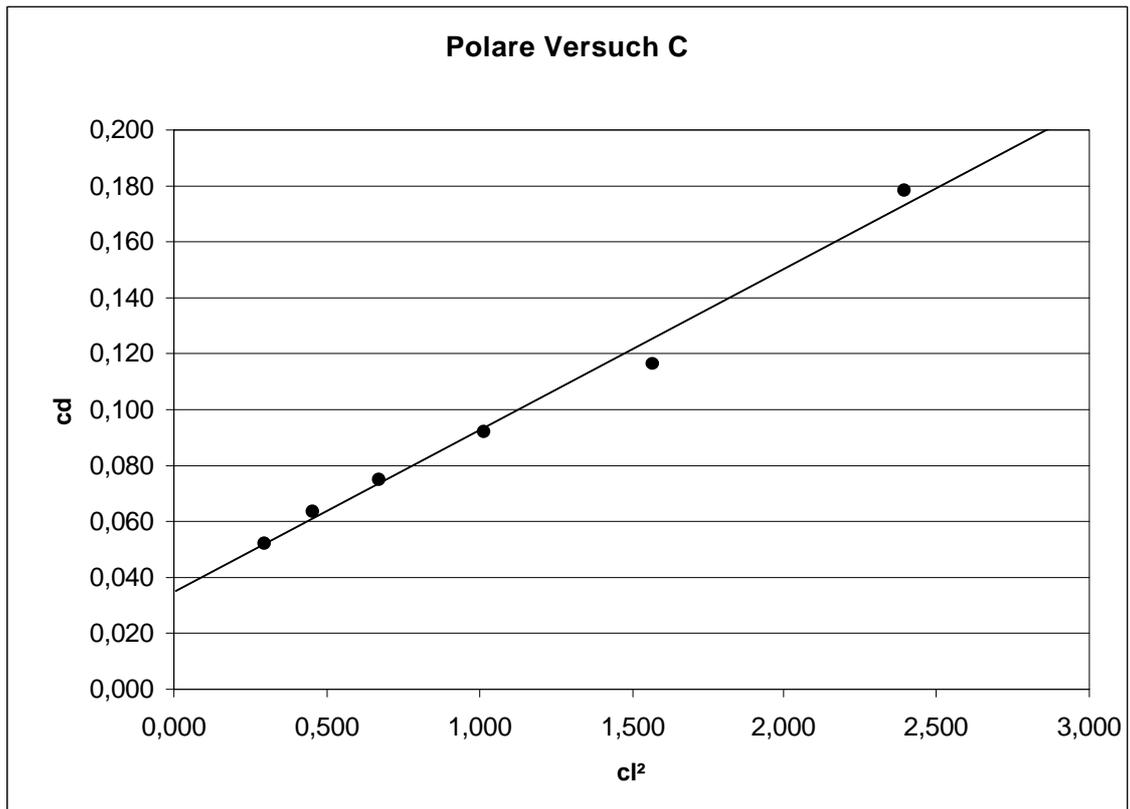


Bild 7.4 Polardiagramm (Versuch C)

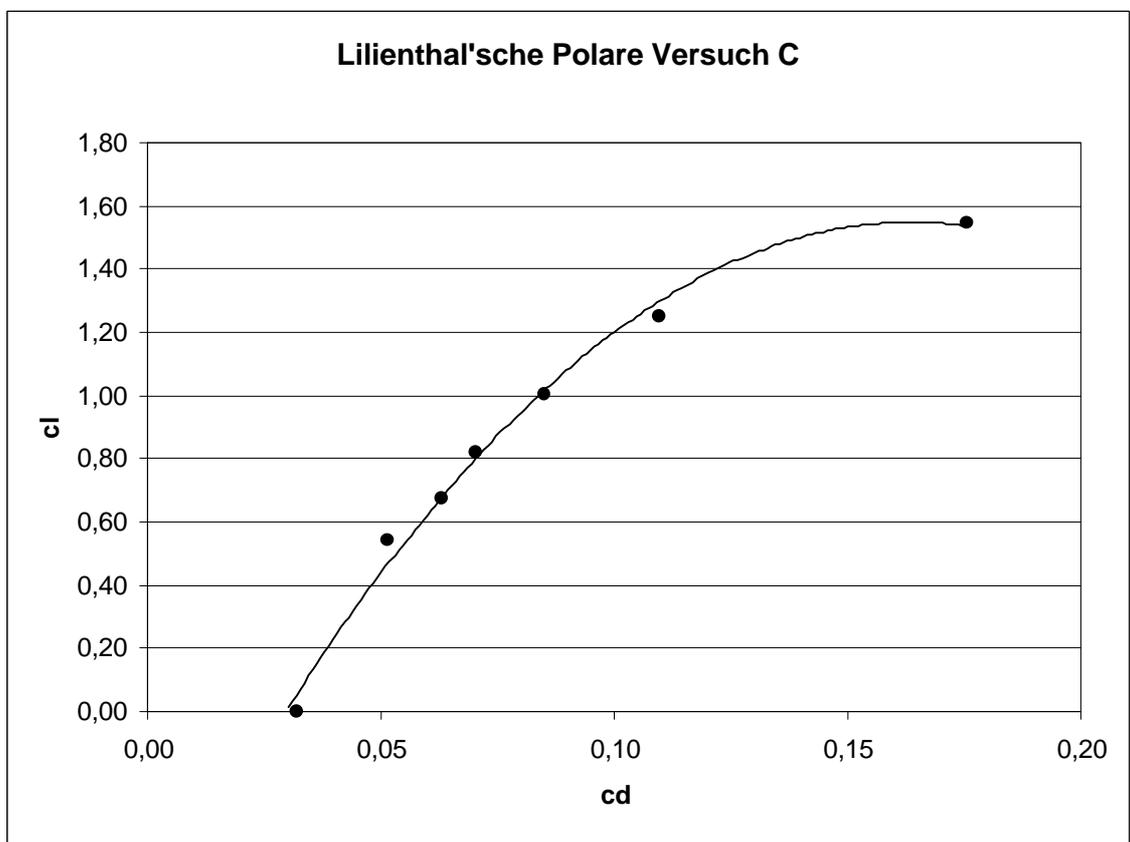


Bild 7.5 Lilienthal Polardiagramm (Versuch C)

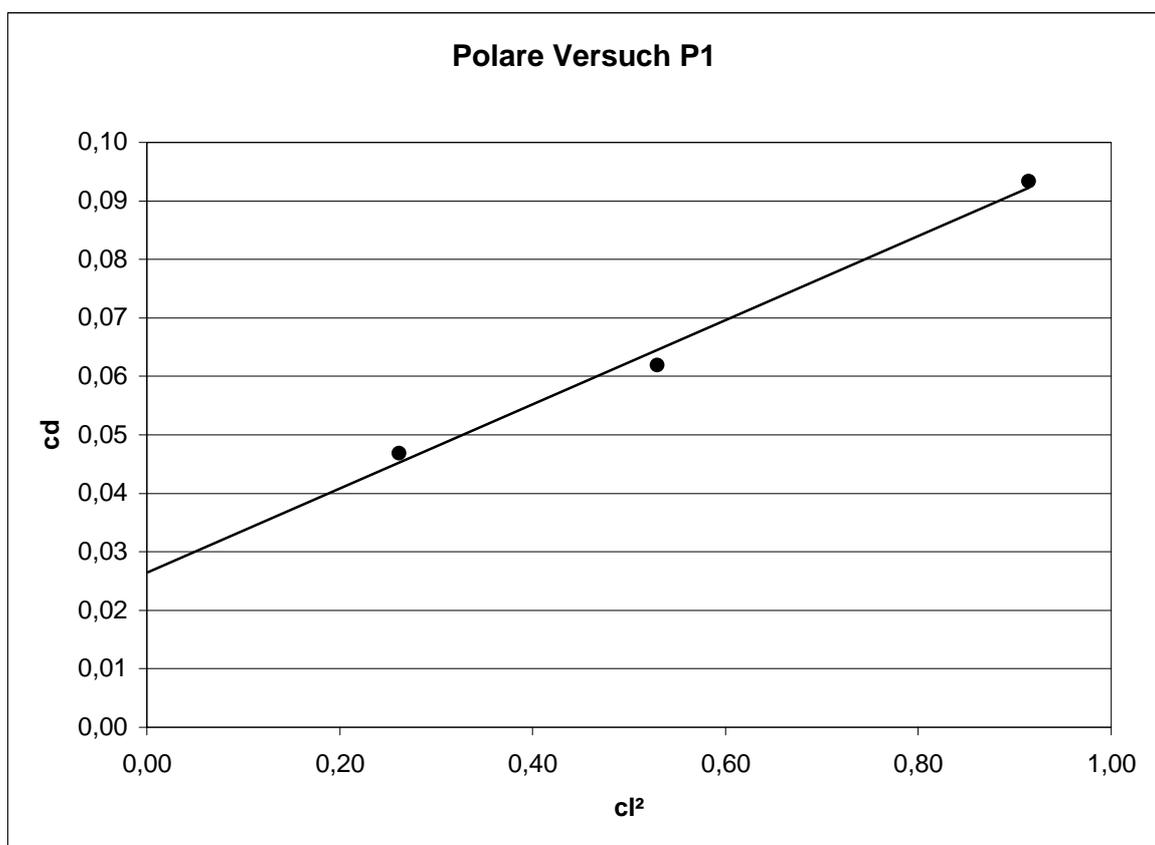
Tabelle 7.24 Berechnung der Widerstandspolare (Versuch P1)

Versuch P1	C_D	C_L^2	C_{D0}	k	e
v_{IAS} [kt]					
2413 ft					
65	0,093	0,914	0,028	0,070	0,62
95	0,047	0,262			

Widerstandspolare :

Rechnung $C_D = 0,028 + 0,070 \cdot C_L^2$

EXCEL $C_D = 0,026 + 0,072 \cdot C_L^2$

**Bild 7.6** Polardiagramm (Versuch P1)

Die errechneten Widerstandspolaren weichen nur geringfügig von den mit dem Programm EXCEL ermittelten ab, da das Programm bei der Funktionserstellung von der durch die Messpunkte gelegten Trendlinie aus geht.

Bei der Berechnung des Oswald-Faktors e ist zu erkennen, dass die in der Sinkflugberechnung verwendeten Faktoren nach **Smith 1981** (S.19) bestätigt wurden.

7.5 Vergleich der Ergebnisse

Die Ergebnisse des Versuchs 5 lassen zwei Vergleiche zu. Erstens den Vergleich der ermittelten Sinkrate mit dem kleinsten Sinkwinkel in **Tabelle 7.25** mit den Flughandbuchwerten. Weiterhin die Gegenüberstellung der Geschwindigkeiten für den kleinsten Sinkwinkel g_{\min}^* und für das langsamste Sinken ROS_{\min} in **Tabelle 7.26**. Hierbei muss man erwähnen, dass das Flughandbuch keine Daten über die Geschwindigkeit für das langsamste Sinken, sowie über die Sinkgeschwindigkeit ROS_{\min} enthält. Es sind lediglich Diagramme für die Berechnung der Gleitflug-Reichweite vorhanden, aus denen die Geschwindigkeit für den kleinsten Sinkwinkel und die Sinkrate mit kleinstem Sinkwinkel ermittelt werden kann.

Der Vergleich mit den Flughandbuchwerten zeigt, dass die aufgenommenen Messdaten von keiner großen Genauigkeit sind. Aufgrund der weit abweichenden Ergebnisse ist davon auszugehen, dass die Messwerte durch mehrere Faktoren beeinflusst wurden.

- Windböen und aufsteigende Thermikblasen.
- Eine abweichende oder schwankende Fluggeschwindigkeit.
- Kommunikationsschwierigkeiten, bedingt durch den hohen Lärmpegel im Cockpit.
- Eine erhöhte Leerlaufdrehzahl, wodurch ein Restschub erzeugt wird.

Bei den oben genannten Faktoren spielt der Einfluss durch Wind und Thermik die größte Rolle. Das Flugzeug ist auch aufgrund der fehlenden Motorleistung leicht vom Gleitpfad abzubringen oder macht spürbare Höhengsprünge, die sich bei der Zeitmessung bemerkbar machen. Um dem Problem der Ungenauigkeit bei der Messwertaufnahme entgegenzuwirken, ist es sinnvoll mehrere Flugversuche unter möglichst gleichen Randbedingungen durchzuführen und aus diesen einen Mittelwert zu bilden.

Tabelle 7.25 Vergleich der Sinkraten

Versuch C	TAS 81 [mph]	
1480 ft		
$ROS_{g^* \min}$	[ft/min]	654
$ROS_{g^* \min}$ (FH)	[ft/min]	756
Versuch P1	TAS 80 [kt]	
2413 ft		
$ROS_{g^* \min}$	[ft/min]	690
$ROS_{g^* \min}$ (FH)	[ft/min]	780

Mit dem Anlegen einer Tangente an die Kurven in den **Abbildungen 7.2** und **7.3** wird die Geschwindigkeit für den kleinsten Sinkwinkel ermittelt.

Tabelle 7.26 Vergleich der Geschwindigkeiten

Versuch C		g_{\min}^*	ROS_{\min}
1480 ft			
v_{TAS_m}	[mph]	72	67
v_{IAS}	[mph]	68	62
$v_{IAS} (FH)$	[mph]	80	-
Versuch P1			
2413 ft			
v_{TAS_m}	[kt]	83	76
v_{IAS}	[kt]	78	71
$v_{IAS} (FH)$	[kt]	76	-

8 Versuch 6: Überzogener Flugzustand

Die Versuche zum überzogenen Flugzustand dienen der Ermittlung der Überziehgeschwindigkeit, sowie des maximalen Auftriebsbeiwertes bei verschiedenen Klappenstellungen.

Besonders in der Start- und Landephase, sowie im Kurvenflug mit kleinem Radius kann es zu Strömungsabrissen auf der Tragfläche kommen. Aufgrund eines zu hohen Anstellwinkels und der daraus resultierenden gestörten Strömung, reicht die Auftriebserzeugung nicht mehr aus und die Maschine sackt durch oder kippt ab.

8.1 Versuchsbeschreibung

Aus Sicherheitsgründen beginnt die Versuchsdurchführung in einer ausreichenden Flughöhe, die ein Durchsacken und Abfangen der Maschine zulässt. Das Flugzeug wird in einen ausgetrimmten Reiseflugzustand gebracht. Die Motorleistung wird auf Leerlauf gedrosselt, gleichzeitig wird der Anstellwinkel durch langsames ziehen am Steuerhorn erhöht. Kurz vor dem Erreichen der Überziehgeschwindigkeit und dem damit verbundenen Strömungsabriss, ertönt die Überziehwarnung. Das Flugzeug fängt aufgrund der turbulenten Strömung, die auf das Höhenleitwerk trifft, an zu schütteln. Nachdem die Maschine durchgesackt ist und die Nase sich gesenkt hat, wird die Motorleistung erhöht und mit Hilfe der Steuerruder eine sichere Fluglage hergestellt. Die Überziehgeschwindigkeit wird im Messdatenprotokoll aufgenommen und der Versuch mit unterschiedlichen Klappenausschlägen wiederholt.

8.2 Generelle Daten

Tabelle 8.1 Generelle Daten (Versuch 6)

	Versuch C1	Versuch P1
Flugzeugtyp	Cessna	Piper
Aufnahmeort	Westlich EDHI	Westlich EDHI
Aufnahmedatum	10.11.00	03.11.2000
Aufnahmezeitraum [h:min]	14:15 – 16:15	10:36 – 11:36
Startmasse [kg]	1093	1184
Versuchsmasse [kg]	1073	1164
Bodentemperatur [°C]	8	11
Luftdruck QNH [hPa]	1012	998

8.3 Messdaten

Die für die unterschiedlichen Klappenstellungen aufgenommenen Überziehgeschwindigkeiten $v_{S\,IAS}$ werden in **Tabelle 8.2** und **8.3** dargestellt.

Tabelle 8.2 Geschwindigkeitsmessung (Versuch C1)

Versuch C1	
d_f	$v_{S\,IAS}$
[°]	[mph]
2400 ft	
0	55
10	48
20	43
40	38

Tabelle 8.3 Geschwindigkeitsmessung (Versuch P1)

Versuch P1	
d_f	$v_{S\,IAS}$
[°]	[kt]
2000 ft	
0	53
10	50
25	47
40	45

8.4 Auswertung der Messdaten

Bei der Auswertung der Messdaten wird auf die Korrektur der Überziehgeschwindigkeit aufgrund einer abweichenden Versuchsmasse von der maximalen Startmasse eingegangen. Weiterhin wird der maximale Auftriebsbeiwert für verschiedene Klappenstellungen ermittelt.

8.4.1 Berechnung der Überziehgeschwindigkeiten

Kalibrierung der Überziehgeschwindigkeit:

Die angezeigte Überziehgeschwindigkeit in **Tabelle 8.4** und **8.5** wird mit Hilfe der in den Flughandbüchern enthaltenen Diagrammen kalibriert.

Tabelle 8.4 kalibrierte Überziehgeschwindigkeit (Versuch C1)

Versuch C1		
d_f [°]	$v_{S IAS}$ [mph]	$v_{S CAS}$ [mph]
2400 ft		
0	55	61
10	48	53
20	43	51
40	38	47

Tabelle 8.5 kalibrierte Überziehgeschwindigkeit (Versuch P1)

Versuch P1		
d_f [°]	$v_{S IAS}$ [kt]	$v_{S CAS}$ [kt]
2000 ft		
0	53	57
10	50	54
25	47	52
40	45	50

Korrektur der Überziehggeschwindigkeit aufgrund einer abweichenden Flugzeugmasse:

Die ermittelten kalibrierten Geschwindigkeiten $v_{S\,CAS}$ werden um die abweichende Masse korrigiert. Hierzu wird die maximale Startmasse m_{MTO} aus **Abschnitt 2.1.1** und **2.2.1**, sowie die Versuchsmasse m_V aus **Tabelle 8.1** verwendet.

$$v_{S\,CAS,\,MTO} = v_{S\,CAS} \cdot \sqrt{\frac{m_{MTO}}{m_V}} \quad (8.1)$$

Tabelle 8.6 korrigierte Überziehggeschwindigkeit (Versuch C1)

Versuch C1		
d_f [°]	$v_{S\,CAS}$ [mph]	$v_{S\,CAS,\,MTO}$ [mph]
2400 ft		
0	61	60,1
10	53	52,3
20	51	50,3
40	47	46,3

Tabelle 8.7 korrigierte Überziehggeschwindigkeit (Versuch P1)

Versuch P1		
d_f [°]	$v_{S\,CAS}$ [kt]	$v_{S\,CAS,\,MTO}$ [kt]
2000 ft		
0	57	56,8
10	54	53,8
25	52	51,8
40	50	49,8

8.4.2 Berechnung der maximalen Auftriebsbeiwerte

Der maximale Auftriebsbeiwert für die verschiedenen Klappenstellungen lässt sich wie folgt berechnen.

nach **Formel 3.14**

$$C_{L,\max} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_0 \cdot v_{S_{CAS}} \cdot S}$$

Bei niedrigen Geschwindigkeiten ist $v_{S_{EAS}} \approx v_{S_{CAS}}$.

Durch das Verwenden der kalibrierten Überziehggeschwindigkeit und der Dichte ρ_0 , ist die **Formel 3.14** unabhängig von der Flughöhe. Das bedeutet, dass der Strömungsabriss in jeder Flughöhe bei dem gleichen Wert für die kalibrierte Überziehggeschwindigkeit eintritt. Weiterhin bedeutet es, dass aufgrund der individuellen Umrechnung nach den Kalibrierdaten des jeweiligen Flugzeuges, der Strömungsabriss in jeder Höhe bei der gleichen angezeigten Geschwindigkeit $v_{S_{IAS}}$ einsetzt. Diese Erkenntnis ist eine große Hilfe für den Piloten, da er sich nicht für jede Höhe eine neue Geschwindigkeit berechnen muss. Die Überziehggeschwindigkeit ist lediglich abhängig von der Masse. Durch Erhöhen der Versuchsmasse, erhöht sich auch die Überziehggeschwindigkeit, was bedeutet, dass der Strömungsabriss früher einsetzt.

Tabelle 8.8 maximaler Auftriebsbeiwert (Versuch C1)

Versuch C1		
d_f	$v_{S_{CAS,mtow}}$	$C_{L,\max}$
[°]	[mph]	
2400 ft		
0	60,1	1,38
10	52,3	1,83
20	50,3	1,98
40	46,3	2,33

mit $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$

Tabelle 8.9 maximaler Auftriebsbeiwert (Versuch P1)

Versuch P1		
d_f	$v_{S_{CAS,mtow}}$	$C_{L,\max}$
[°]	[kt]	
2000 ft		
0	56,8	1,37
10	53,8	1,53
25	51,8	1,65
40	49,8	1,78

mit $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$

8.5 Vergleich der Ergebnisse

Die Ergebnisse der Überziehgeschwindigkeit zeigen im Vergleich mit den Flughandbuchwerten eine gute Annäherung. Die Abweichungen lassen sich mit Ungenauigkeiten beim Ablesen des Fahrtmessers erklären. Aufgrund einer Instrumentenskalierung von 5 mph (kt), ist ein Ablesefehler von 1 mph (kt) bis 2 mph (kt) zu vermuten. Weiterhin ist eine Beeinflussung durch meteorologische Bedingungen nicht auszuschließen. Die Massenkorrektur weist eine weitere Fehlerquelle auf. Aufgrund der nicht genau protokollierten Zeiten der Versuchsdurchführung, ist eine genaue Ermittlung der Versuchsmasse nicht möglich.

Tabelle 8.10 Vergleich der Überziehgeschwindigkeiten (Versuch C1)

Versuch C1		
d_f	$v_{S IAS, MTOW}$	$v_{S IAS, MTOW}$ (FH)
[°]	[mph]	[mph]
2400 ft		
0	54	50
10	47	45
20	42	-
40	37	40

Tabelle 8.11 Vergleich der Überziehgeschwindigkeiten (Versuch P1)

Versuch P1		
d_f	$v_{S IAS, MTOW}$	$v_{S IAS, MTOW}$ (FH)
[°]	[kt]	[kt]
2000 ft		
0	53	53
10	50	-
25	47	49
40	45	47

Der maximale Auftriebsbeiwert wird mit den Werten aus dem Profilkatalog (**Anhang B**) von **Abbott 1959** verglichen. Hierbei ist nur ein bedingter Vergleich möglich, da es sich bei dem Profilkatalog um Werte für die einzelnen Profile handelt und nicht wie in diesem Fall um den gesamt Auftriebsbeiwert. Der im Versuch ermittelte Auftriebsbeiwert beinhaltet die Flügelgeometrie, sowie die Auftriebserzeugung des Rumpfes und fällt deshalb größer aus.

Profile	Oberflächenrauigkeit
Cessna: NACA 2412	$R = 5.7 \cdot 10^6$
Piper: NACA 65 ₂ - 415	$R = 6.0 \cdot 10^6$

Tabelle 8.12 Vergleich der maximalen Auftriebsbeiwerte

Versuch	d_f	$C_{L, \max}$	$c_{l, \max}$
	[°]		
C1	0	1,38	1,20
P1	0	1,37	1,25

9 Versuch 7: Statische Stabilität

Ein Flugzeug gilt als statisch stabil, wenn es während des stationären Fluges durch eine Störung aus seiner Bahn gebracht wird und nach Abklingen der Störung wieder in seine Ausgangslage zurückdreht. Statische Stabilität setzt keine dynamische Stabilität voraus. Aber damit ein Flugzeug dynamisch stabil ist, muss es eine statische Stabilität aufweisen. Das bedeutet, dass die statische Stabilität eines Luftfahrzeuges für das Erreichen von guten Flugeigenschaften eine Grundvoraussetzung ist.

9.1 Versuchsbeschreibung

Der stationäre Flug wird nacheinander um alle drei Achsen mit Hilfe der Steuerruder gestört. Die Quer- und Kursstabilität wird anhand eines Schiebefluges mit "gekreuzten Rudern" demonstriert, also z.B. Querruder rechts und Seitenruder links. Wird eines der Ruder losgelassen, so kehrt das Flugzeug in dieser Achse in seine Ausgangsfluglage zurück. D.h. Querruder losgelassen \Rightarrow Flächen richten sich wieder horizontal aus. Seitenruder losgelassen \Rightarrow "Windfahnenstabilität" dreht das Flugzeug um die Hochachse wieder mit der Nase in den Wind und eliminiert damit den Schiebewinkel. Es wird das Verhalten des Flugzeuges beobachtet und die qualitativen Ergebnisse im Messdatenprotokoll festgehalten.

9.2 Generelle Daten

Tabelle 9.1 Generelle Daten (Versuch 7)

	Versuch C1	Versuch P1
Flugzeugtyp	Cessna	Piper
Aufnahmeort	Westlich EDHI	Westlich EDHI
Aufnahmedatum	10.11.00	03.11.2000
Aufnahmezeitraum [h:min]	14:15 – 16:15	10:36 – 11:36
Startmasse [kg]	1093	1184
Versuchsmasse [kg]	1089	1180
Bodentemperatur [°C]	8	11
Luftdruck QNH [hPa]	1012	998

9.3 Qualitative Ergebnisse

Die Beobachtungen beziehen sich auf die statische Stabilität um die drei Hauptachsen.

- Stabilität um die Querachse = Längsstabilität
- Stabilität um die Längsachse = Querstabilität
- Stabilität um die Hochachse = Kursstabilität

9.3.1 Längsstabilität

Die Längsstabilität tritt in ihrer Erscheinungsform einschneidend in den Vordergrund. Bei Drehung um die Querachse vergrößert oder verringert sich der Anstellwinkel der Tragfläche und der Höhenflosse. Da der Druckpunkt keine feste Lage hat und mit dem Anstellwinkel wandert ist die Längsstabilität davon Abhängig, dass der Flugzeugschwerpunkt in einem vorgegebenen Bereich liegt. Die Schwerpunktberechnung wird vor dem Flug unter Verwendung der im Flughandbuch vorgegebenen Massen und Abstandsmaße, sowie mit den ermittelten Massen durchgeführt. In den **Tabellen 9.2** und **9.3** ist die Schwerpunktberechnung für die beiden Versuchsflüge dargestellt. Es wird die Startmasse verwendet, da sich die Berechnungen auf die Vorstartphase beziehen.

Tabelle 9.2 Schwerpunktberechnung (Versuch C1)

Versuch C1	Gewicht [kp]	Moment/1000 [cmkp]
Leermasse	655,0	65,1
Öl	6,8	-0,2
Kraftstoff	103,7	12,5
Pilot und vorderer Fluggast	160,0	14,7
hintere Fluggäste	161,0	30,0
Gepäck Bereich 1	6,5	1,6
Gepäck Bereich 2	-	-
Gesamtwert	1093,0	123,7
MTOW	1043,0	

Tabelle 9.3 Schwerpunktberechnung (Versuch P1)

Versuch P1	Gewicht [kg]	Hebelarm [m]	Moment [kgm]
Leermasse	730,8	2,21	1614,9
Öl	-	-	-
Kraftstoff	131,0	2,41	315,8
Kraftstoff f. Anl., Rollen, Start	-3,0	2,41	-7
Pilot und vorderer Fluggast	132,0	2,04	269,3
hintere Fluggäste	187,0	3,00	561,0
Gepäck Bereich 1	6,0	3,63	21,8
Gesamtwert	1183,8		2775,8
MTOW	1157,0		

Der Schwerpunkt liegt beim Versuch C1 außerhalb des zulässigen Bereiches. Die maximale Startmasse wird um 50 kg überschritten. Bei Versuch P1 ist die maximale Startmasse mit 27 kg ebenfalls überschritten und der Schwerpunkt liegt 2,34 m hinter der Bezugsebene, dicht an der hinteren Grenze. Trotz der schlechten Schwerpunktlagen zeigen die beiden Flugzeugmuster eine Längsstabilität. Daraus lässt sich schließen, dass die Flugzeuge eine über den vorgesehenen Bereich hinaus ausreichende Stabilitätsreserve besitzen.

9.3.2 Querstabilität

Wird ein Flugzeug durch äußere Einflüsse, wie z.B. Böen, um seine Längsachse gedreht, so soll es selbsttätig in seine alte Lage zurückdrehen. Hierfür ist ein Rückdrehmoment erforderlich, welches durch die V-Stellung, die Flügelpfeilung, die Position der Tragfläche am Rumpf und durch das Seitenleitwerk erzeugt wird. Bei der Piper Archer wird dies primär durch eine in **Abbildung 2.2** ersichtliche V-Stellung der Tragflächen erreicht. Wenn das Flugzeug nach einer Störung in einen Schiebeflug übergeht, werden die Tragflächen mit unterschiedlichen Anstellwinkeln angeströmt. Dieser V-Stellungs-Effekt erzeugt verschiedene Auftriebskomponenten, die dazu führen, dass sich die Maschine wieder aufrichtet. Im Gegensatz dazu wirkt bei Schulterdeckern die Position der Tragfläche zum Rumpf der Störung entgegen. Im Bereich des Rumpfes entsteht durch die seitliche Umströmung im Schiebeflug eine Anströmung des inneren Tragflächenbereiches mit unterschiedlichen Anstellwinkeln. Dieser Effekt erzeugt das für die Rückdrehung benötigte Moment.

Die beiden Flugzeugmuster weisen eine gute Querstabilität auf und gleichen die Störungen schnell aus.

9.3.3 Kursstabilität

Wenn ein Flugzeug durch ungewollte Einflüsse vom gewünschten Kurs abweicht, soll es selbsttätig in seine Ausgangslage zurückkehren. Dieser Schiebeflugzustand wird mit Hilfe der Flügelpfeilung und aufgrund der Wetterfahnenwirkung des Seitenleitwerkes kompensiert. Die beiden Flugzeugmuster weisen keine Flügelpfeilung auf, besitzen aber ein relativ großes Seitenleitwerk, welches für eine gute Kursstabilität sorgt.

Die Cessna 172 und Piper Archer PA-28 bestechen im normalen Flugbetrieb, sowie im Schulungseinsatz durch ihre guten Flugeigenschaften. Diese Tatsachen wurden bei den Flugversuchen zur statischen Stabilität bestätigt.

10 Versuch 8: Dynamische Stabilität der Längsbewegung (Phygoide)

Ein Flugzeug ist dynamisch stabil, wenn die Rückkehr aus einer Störung in die Ausgangslage aperiodisch oder in gedämpften Schwingungen verläuft. Die dynamische Stabilität der Längsbewegung ist durch zwei Eigenformen gekennzeichnet:

- Die Anstellwinkelschwingung (short period) → Änderung des Anstellwinkels
- Phygoide (phugoid) → Änderung der Flughöhe und der Geschwindigkeit

Die Anstellwinkelschwingung ist in kleinen Flugzeugen kaum zu demonstrieren. Wir konzentrieren uns daher auf die Phygoide.

Die Phygoide ist eine "Achterbahnbewegung" mit einem Austausch von kinetischer und potentieller Energie bei nahezu konstantem Anstellwinkel. Im unteren Umkehrpunkt ist die Fluggeschwindigkeit hoch und somit auch der Auftrieb, was das Flugzeug steigen lässt. Gegenüber ist es im oberen Umkehrpunkt. Bei hoher Geschwindigkeit ist der Widerstand hoch, bei geringer Geschwindigkeit ist der Widerstand gering. Dies hat einen (schwach) dämpfenden Effekt auf die Schwingung.

Es wird zwischen den Versuchen mit „festem Ruder“²⁰ und mit „losem Ruder“²¹ unterschieden.

10.1 Versuchsbeschreibung

Zu Beginn des Versuchs wird das Flugzeug in einen stabilen Ausgangszustand gebracht. Die Maschine wird bei einer Anfangsgeschwindigkeit ausgetrimmt. Weiterhin wird der Abstand des Steuerhorns zum Instrumentenbrett mit einem Zentimetermaß gemessen. Nun wird durch Andrücken des Flugzeugs eine Störung eingebracht. Die Geschwindigkeit nimmt zu. Die Personen im Flugzeug sollten jetzt darauf achten, dass sie ihre Sitzposition beibehalten, um keine Änderungen in der Lage des Schwerpunktes zu verursachen. Das Steuerhorn wird wieder in die zuvor gemessene Ausgangsposition zurückgenommen und dort gehalten (festes Ruder). Die Maschine vollführt einen gedämpften Schwingungsvorgang (**Abbildung 10.1**). Im Messdatenprotokoll werden die Höhenwerte für die Scheitelpunkte der Phygoide, sowie die benötigte Zeit aufgenommen. Der Versuch wird wiederholt und es werden die maximalen und minimalen Geschwindigkeiten in Abhängigkeit der Zeit ermittelt. Letztlich werden die beiden Versuchsdurchgänge mit einem im Luftstrom frei beweglichen Höhenruder (loses Ruder) nochmals durchgeführt.

^{20 21} Siehe "Verzeichnis der Begriffe und Definitionen"

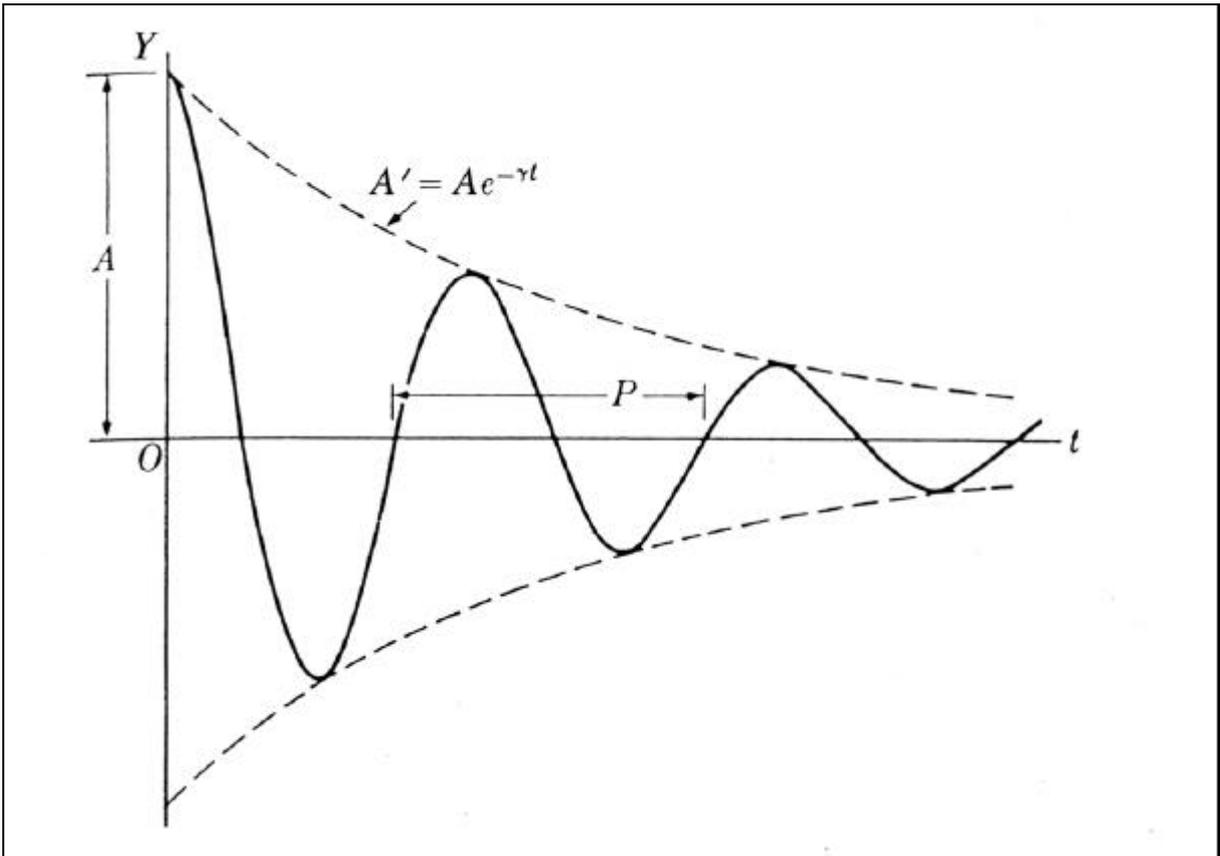


Bild 10.1 Phygoide (Scholz 2000)

10.2 Phygoide mit festem Ruder

10.2.1 Generelle Daten

Tabelle 10.1 Generelle Daten (Versuch 8, festes Ruder)

	Versuch C1	Versuch P1
Flugzeugtyp	Cessna	Piper
Aufnahmeort	Westlich EDHI	Westlich EDHI
Aufnahmedatum	10.11.00	03.11.2000
Aufnahmezeitraum [h:min]	14:15 – 16:15	8:30 – 11:36
Mittlere Druckhöhe [ft]	1700	1600
Anfangsgeschw. [mph] [kt]	115	100
Bodentemperatur [°C]	8	11
Luftdruck QNH [hPa]	1012	998

10.2.2 Messdaten

Tabelle 10.2 Messdaten (Versuch C1, festes Ruder)

Versuch C1					
Höhe	h	t	Geschw.	v_{IAS}	t
	[ft]	[s]		[mph]	[s]
1700 ft			1700 ft		
h_{\min}	1460	0	v_{\max}	162	0
h_{\max}	1940	14	v_{\min}	79	15
h_{\min}	1600	35	v_{\max}	142	32
h_{\max}	1750	45	v_{\min}	94	45
h_{\min}	1630	63	v_{\max}	130	63
h_{\max}	1720	75	v_{\min}	101	76
h_{\min}	1640	97	v_{\max}	123	96
h_{\max}	1660	110	v_{\min}	106	110

Tabelle 10.3 Messdaten (Versuch P1, festes Ruder)

Versuch P1					
Höhe	h	t	Geschw.	v_{IAS}	t
	[ft]	[s]		[kt]	[s]
1600 ft			1600 ft		
h_{\min}	1380	0	v_{\max}	140	0
h_{\max}	1820	16	v_{\min}	90	12
h_{\min}	1460	31	v_{\max}	135	29
h_{\max}	1740	47	v_{\min}	100	44
h_{\min}	1550	60	v_{\max}	125	59
h_{\max}	1760	78	v_{\min}	110	76
h_{\min}	1600	93	v_{\max}	120	89
h_{\max}	1720	109	v_{\min}	110	107
h_{\min}	1645	120	-	-	-

10.2.3 Auswertung der Messdaten

In der Auswertung wird die Periodendauer, die Kreisfrequenz ω und die Dämpfung I ermittelt. Es kommen drei Auswertemethoden zum Einsatz. Erstens eine Handrechnung unter Verwendung der dargestellten Formeln. Weiterhin der Einsatz einer EXCEL –Iteration, sowie die Berechnung mit einer Faustformel nach **McLean 1990**.

10.2.3.1 Berechnung der Frequenz

Die Frequenz der Schwingung wird mit folgender Formel berechnet.

$$\omega = \frac{2p}{T_m} \quad (10.1)$$

Die aus der Höhenmessung und der Geschwindigkeitsmessung gemittelte Periodendauer T_m ergibt sich aus

$$T_m = \frac{T_H + T_G}{2} \quad (10.2)$$

Tabelle 10.4 Berechnung der Frequenz (festes Ruder)

Versuch	T_H	T_G	T_m	ω
	[s]	[s]	[s]	[s ⁻¹]
C1	35	32	33,5	0,188
P1	31	29	30,5	0,206

10.2.3.2 Berechnung der Dämpfung

Die Dämpfung lässt sich nach folgender Gleichung berechnen.

$$\begin{aligned} A' &= A \cdot e^{-I t} \\ \ln A' &= \ln A - I t \\ -I &= \frac{1}{t} \cdot \ln \frac{A'}{A} \end{aligned} \quad (10.3)$$

Dabei sind A und A' die Amplituden zweier aufeinander folgender Spitzenwerte.

Tabelle 10.5 Berechnung der Dämpfung (Versuch C1, festes Ruder)

Versuch C1	A	A'	t	I
			[s]	
1700 ft				
Höhe	240	100	35	0,0250
Geschw.	47	27	32	0,0173
m. Wert				0,0212

Tabelle 10.6 Berechnung der Dämpfung (Versuch P1, festes Ruder)

Versuch P1	A	A'	t	I
			[s]	
1600 ft				
Höhe	220	140	31	0,0146
Geschw.	40	35	29	0,0046
m. Wert				0,0096

10.2.3.3 Berechnung mit EXCEL –Iteration

Die Berechnungen werden mit einem für die Wahlvorlesung Flugerprobung bereitgestellten EXCEL -Programm durchgeführt (Scholz 2000c). In der **Abbildung 10.2** werden die iterativ ermittelten Werte den Messwerten gegenüber gestellt. Weitere Auswertungen zum Versuch mit festem Ruder befinden sich im **Anhang C**.

Formel:

$$y = y_0 + \frac{y_{\max}}{2} e^{-\lambda t} \cos(\omega t) + \Delta y t \quad (10.4)$$

Versuch C1, festes Ruder , Geschwindigkeit

$$y_0 = 115,282039 \text{ mph}$$

$$y_{\max} = 93,0733753 \text{ mph}$$

$$I = 0,01634702$$

$$w = 0,20125244 \text{ 1/s}$$

$$\Delta y = -0,01671488 \text{ mph/s}$$

Tabelle 10.7 Berechnung mit EXCEL –Iteration (festes Ruder)

t [s]	y gemessen [mph]	y berechnet [mph]	Delta ² [mph ²]
0	162	161,819	0,033
15	79	78,889	0,012
32	142	141,990	0,000
45	94	93,725	0,075
63	130	130,740	0,548
76	101	101,705	0,497
96	123	122,312	0,473
110	106	105,820	0,033
			1,671

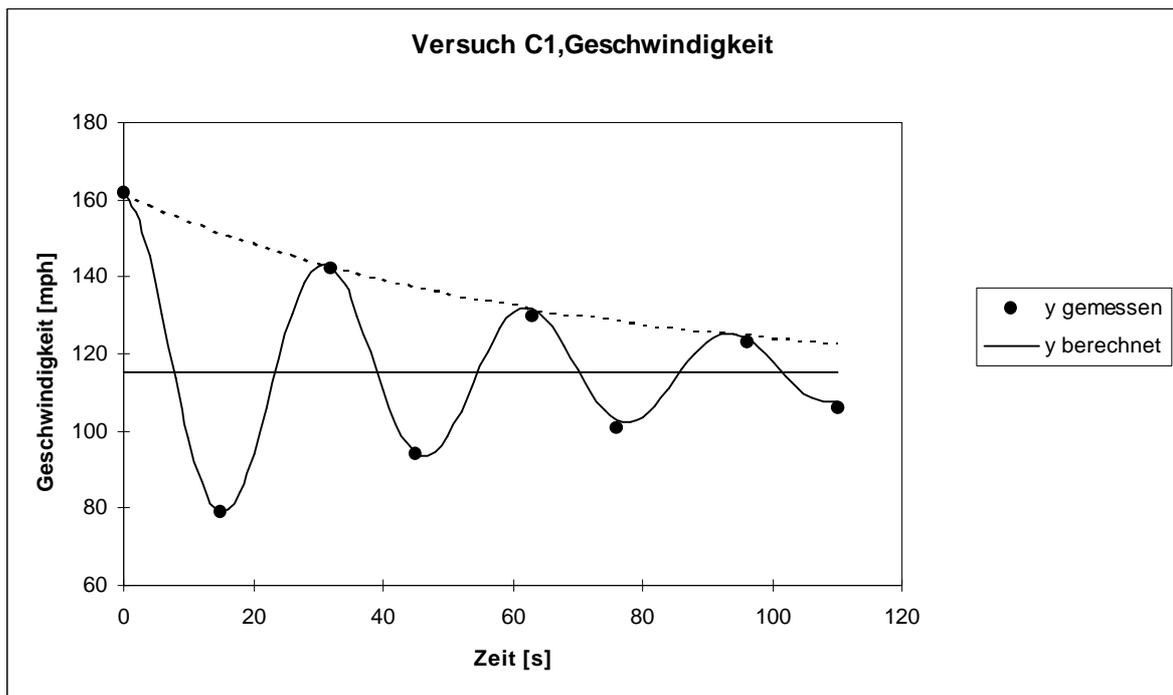


Bild 10.2 Phygoide mit festem Ruder (Versuch C1, Geschwindigkeit)

10.2.3.4 Berechnung mit Faustformel

Nach der Faustformel von **McLean 1990** wird die Frequenz und die Dämpfung wie folgt abgeschätzt.

$$w = \sqrt{2} \cdot \frac{g}{v_0} \quad (10.5)$$

$$I = \frac{1}{\sqrt{2} \cdot L/D} \quad (10.6)$$

Tabelle 10.8 Berechnung mit Faustformel (Versuch C1, festes Ruder)

Versuch C1	v_0	L/D	w	I
	[mph]		$[s^{-1}]$	
1700 ft				
Geschw.	115	11,7	0,270	0,0605

Tabelle 10.9 Berechnung mit Faustformel (Versuch P1, festes Ruder)

Versuch P1	v_0	L/D	w	I
	[kt]		$[s^{-1}]$	
1600 ft				
Geschw.	110	11,8	0,245	0,0601

Mit L/D aus Abschnitt 7.4.3 für C1 = 80 mph und P1 = 76 kt

10.3 Phygoide mit losem Ruder

10.3.1 Generelle Daten

Tabelle 10.10 Generelle Daten (Versuch 8, loses Ruder)

	Versuch C1	Versuch P1
Flugzeugtyp	Cessna	Piper
Aufnahmeort	Westlich EDHI	Westlich EDHI
Aufnahmedatum	10.11.00	03.11.2000
Aufnahmezeitraum [h:min]	14:15 – 16:15	8:30 – 11:36
Mittlere Druckhöhe [ft]	1600	2000
Anfangsgeschw. [mph] [kt]	115	100
Bodentemperatur [°C]	8	11
Luftdruck QNH [hPa]	1012	998

10.3.2 Messdaten

Tabelle 10.11 Messdaten (Versuch C1, loses Ruder)

Versuch C1					
Höhe	h	t	Geschw.	v_{IAS}	t
	[ft]	[s]		[mph]	[s]
1600 ft			1600 ft		
h_{\min}	1420	0	v_{\max}	160	0
h_{\max}	1800	17	v_{\min}	90	14
h_{\min}	1500	34	v_{\max}	136	33
h_{\max}	1750	48	v_{\min}	100	47
h_{\min}	1560	65	v_{\max}	124	65
h_{\max}	1680	80	v_{\min}	106	78
h_{\min}	1580	99	v_{\max}	120	97

Tabelle 10.12 Messdaten (Versuch P1, loses Ruder)

Versuch P1					
Höhe	h	t	Geschw.	v_{IAS}	t
	[ft]	[s]		[kt]	[s]
2000 ft			2000 ft		
h_{\min}	1800	0	v_{\max}	140	0
h_{\max}	2250	17	v_{\min}	85	16
h_{\min}	1855	31	v_{\max}	135	29
h_{\max}	2140	48	v_{\min}	90	45
h_{\min}	1900	59	v_{\max}	128	58
h_{\max}	2080	77	v_{\min}	93	74
h_{\min}	1960	87	v_{\max}	121	86
h_{\max}	2040	106	v_{\min}	103	99
-	-	-	v_{\max}	118	115
-	-	-	v_{\min}	103	130
-	-	-	v_{\max}	115	142
-	-	-	v_{\min}	105	161

10.3.3 Auswertung der Messdaten

10.3.3.1 Berechnung der Frequenz

mit **Formel 10.1** und **10.2**

Tabelle 10.13 Berechnung der Frequenz (loses Ruder)

Versuch	T_H	T_G	T_m	w
	[s]	[s]	[s]	$[s^{-1}]$
C1	34	33	33,5	0,188
P1	31	29	30,0	0,209

10.3.3.2 Berechnung der Dämpfung

mit **Formel 10.3**

Tabelle 10.14 Berechnung der Dämpfung (Versuch C1, loses Ruder)

Versuch C1	A	A'	t	I
			[s]	
1600 ft				
Höhe	180	100	34	0,0173
Geschw.	45	21	33	0,0231
m. Wert				0,0202

Tabelle 10.15 Berechnung der Dämpfung (Versuch P1, loses Ruder)

Versuch P1	A	A'	t	I
			[s]	
2000 ft				
Höhe	200	145	31	0,0104
Geschw.	40	35	29	0,0046
m. Wert				0,0075

10.3.3.3 Berechnung mit EXCEL –Iteration

Die Berechnungen werden mit einem für die Wahlvorlesung Flugerprobung bereitgestellten EXCEL -Programm durchgeführt (**Scholz 2000c**). Weitere Auswertungen zum Versuch mit losem Ruder befinden sich im **Anhang C**.

mit **Formel 10.4:**

$$y = y_0 + \frac{y_{\max}}{2} e^{-\lambda t} \cos(\omega t) + \Delta y t$$

Versuch P1, loses Ruder, Geschwindigkeit

$$y_0 = 109,762957 \text{ kt}$$

$$y_{\max} = 61,384928 \text{ kt}$$

$$I = 0,00899366$$

$$w = 0,21254161 \text{ 1/s}$$

$$\Delta y = 0,00767804 \text{ kt/s}$$

Tabelle 10.16 Berechnung mit EXCEL –Iteration (loses Ruder)

t [s]	y gemessen [kt]	y berechnet [kt]	Delta ² [kt ²]
0	140	140,455	0,207
16	85	84,194	0,650
29	135	133,463	2,362
45	90	89,831	0,029
58	128	127,908	0,008
74	93	94,558	2,429
86	121	122,339	1,792
99	103	103,189	0,036
115	118	119,058	1,119
130	103	103,137	0,019
142	115	113,673	1,760
161	105	104,194	0,650
			11,060

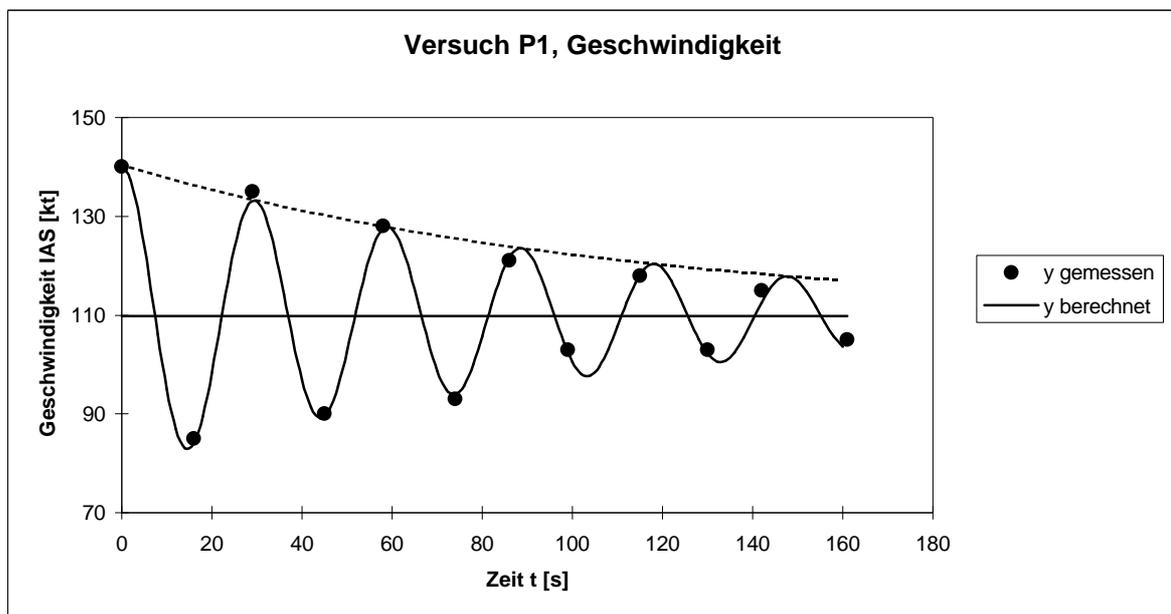


Bild 10.3 Phygoide mit losem Ruder (Versuch P1, Geschwindigkeit)

10.3.3.4 Berechnung mit Faustformel

Bei der Berechnung von Dämpfung und Frequenz mit Hilfe der Faustformel von **McLean 1990**, wird nicht zwischen losem und festen Ruder unterschieden. Die Ergebnisse für den Versuch mit losem Ruder entsprechen den Werten aus **Tabelle 10.8** und **10.9**.

10.4 Vergleich der Ergebnisse

Die in **Tabelle 10.17** dargestellten Ergebnisse sind Mittelwerte aus den Höhen- und Geschwindigkeitsmessungen. Es ist festzustellen, dass die Frequenz der Phygoide bei den Versuchen mit festem und losem Ruder annähernd gleich bleibt. Dagegen ist die Dämpfung der Schwingung beim Versuch mit festem Ruder größer. Mit der Faustformel kann nicht zwischen festem und losem Ruder unterschieden werden. Mit der Faustformel lässt sich nur die Größenordnung der Frequenz und der Dämpfung abschätzen.

Tabelle 10.17 Vergleich der Ergebnisse

		Versuch C1		Versuch P1	
		festes Ruder	loses Ruder	festes Ruder	loses Ruder
Frequenz					
w	$[s^{-1}]$	0,188	0,188	0,206	0,209
w (EXCEL)	$[s^{-1}]$	0,199	0,196	0,199	0,208
w (FF)	$[s^{-1}]$	0,270	0,261	0,245	0,245
Dämpfung					
I		0,0212	0,0202	0,0096	0,0075
I (EXCEL)		0,0205	0,0140	0,0114	0,0112
I (FF)		0,0605	0,0605	0,0601	0,0601

11 Versuch 9: Dynamische Stabilität der Seitenbewegung

Die Dynamik der Seitenbewegung umfasst die Taumelschwingung (Dutch roll), die Spiralbewegung (spiral mode) und die Rollbewegung (roll mode).

11.1 Rollbewegung

Die Rollbewegung ist gedämpft durch die Flügel. Dies kann im Flugversuch ansatzweise dadurch demonstriert werden, dass ein konstanter Querruderausschlag *nicht* zu einer immer schneller werdenden Rollgeschwindigkeit führt, sondern ein konstanten Querruderausschlag schließlich eine konstante Rollgeschwindigkeit erzeugt. Grund: das Moment um die Längsachse von Querrudern und durch die Rolldämpfung (roll damping) sind im Gleichgewicht.

11.2 Taumelschwingung

Bei der Taumelschwingung (Dutch roll) handelt es sich um eine kombinierte Gier- und Rollbewegung des Flugzeuges. Giert das Flugzeug z.B. aufgrund einer äußeren Störung, so wird das Seitenleitwerk für ein Rückstellmoment sorgen. Aufgrund der Gierbewegung werden die Flügel links und rechts ungleichmäßig angeströmt, so dass eine mit dem Gieren gekoppelte Rollbewegung entsteht. Der resultierende Hängewinkel führt zu einem Schiebeflug, der die rückstellende Gierbewegung unterstützt. Zusammen mit der Massenträgheit wird das Flugzeug über die ungestörte Ausgangsfluglage hinweg gieren - eine Schwingung ist entstanden. Die Kombination aus Gieren und Rollen stellt sich den Flugzeuginsassen als elliptische Bahn der Flügelspitze gegenüber dem Horizont dar. Ein großes Seitenleitwerk erhöht die Dämpfung der Schwingung. Eine große statische Stabilität um die Rollachse durch V-Form oder eine große Pfeilung der Flügel verringert die Dämpfung der Taumelschwingung, weil die statische Stabilität um die Rollachse zu einer verstärkten Kopplung von Gieren und Rollen führt. Ein großes Seitenleitwerk vergrößert die Dämpfung der Taumelschwingung.

11.2.1 Versuchsbeschreibung

Das Flugzeug wird mit Hilfe des Seitenruders in den Flugzustand der Taumelschwingung versetzt. Durch beobachten der Tragflächenenden wird die Zeit aufgenommen, die das Flugzeug für fünf volle Schwingungen benötigt. Nachdem die Ruder wieder in der Neutralposition sind, beginnt das Flugzeug mit dem Ausschwingen. Es wird die Zahl der Perioden gemessen die das Flugzeug zum Ausschwingen benötigt.

11.2.2 Generelle Daten

Tabelle 11.1 Generelle Daten (Versuch 9, Taumelschwingung)

	Versuch C1	Versuch P1
Flugzeugtyp	Cessna	Piper
Aufnahmeort	Westlich EDHI	Westlich EDHI
Aufnahmedatum	10.11.00	03.11.2000
Aufnahmezeitraum [h:min]	14:15 – 16:15	8:30 – 11:36

11.2.3 Messdaten

Tabelle 11.2 Zeitmessung

Versuch	Schwingungen	t [s]
C1	5	15
P1	5	18

11.2.4 Auswertung der Messdaten

Da die verwendeten Flugzeugmuster keine Flügelpeilung besitzen, ist die Dämpfung der Taumelschwingung recht gross. Das bedeutet, dass die beiden Flugzeugmuster ihre Fluglage schnell stabilisieren. Die Ausschwingperioden, sowie die Frequenz der Taumelschwingung, sind in **Tabelle 11.3** dargestellt.

mit **Formel 10.1**

Tabelle 11.3 Berechnung der Periodendauer und Frequenz

Versuch	T [s]	ω [s ⁻¹]	Ausschwingperioden
C1	3,0	2,09	0,5
P1	3,6	1,75	1,0

11.3 Spiralbewegung

Die Spiralbewegung (spiral mode) ist eine weitere Eigenform der Seitenbewegung. Bei einer instabilen Spiralbewegung vergrößert sich der Hängewinkel im Kurvenflug langsam und das Flugzeug fliegt die Kurve zunehmend enger. Die Flugbahn ist also eine Spirale. Ohne weiteres Eingreifen des Piloten wird aufgrund des großen Hängewinkels der senkrechte Anteil des Auftriebsvektors kleiner sein als das Flugzeuggewicht. Daher ist die Spiralbewegung auch mit einem Höhenverlust und einer Geschwindigkeitszunahme verbunden.

Zur instabilen Spiralbewegung kommt es, wenn das Flugzeug im Kurvenflug einen Hängewinkel²² einnimmt, der größer ist als es für den Flug einer koordinierten Kurve erforderlich wäre. Durch den zu großen Hängewinkel geht das Flugzeug in einen Schiebeflug in Richtung des Kurvenmittelpunktes. Durch den Schiebeflug wird eine Kraft auf das Seitenleitwerk ausgeübt, die das Flugzeug gieren und die Kurve noch enger fliegen lässt. Durch die Giergeschwindigkeit wird der kurvenäußere Flügel stärker angeströmt, so dass dieser mehr Auftrieb liefert als der kurveninnere Flügel. Dies lässt das Flugzeug wiederum mit einem Hängewinkel im Kurvenflug, der größer ist als für einen koordinierten Kurvenflug erforderlich wäre ...

Eine stabile Spiralbewegung resultiert, wenn im Schiebeflug das aufrichtende Moment um die Rollachse größer ist, als das destabilisierende Moment durch die hervorgerufene Giergeschwindigkeit.

Ein großes Seitenleitwerk destabilisiert die Spiralbewegung. Eine große statische Stabilität um die Rollachse durch V-Form oder eine große Pfeilung der Flügel wirkt stabilisierend auf die Spiralbewegung. Die Anforderungen an eine hohe Dämpfung der Taumelschwingung und der Spiralbewegung widersprechen sich. Der Konstrukteur muss also einen Kompromiss eingehen. Oft wird eine gewisse Instabilität der Spiralbewegung in Kauf genommen um eine gut gedämpfte Taumelschwingung zu erhalten. Die Spiralbewegung ist eine sehr langsame Bewegung und kann vom Piloten daher gut stabilisiert werden. Eine zu hohe Instabilität erhöht jedoch die Arbeitsbelastung des Piloten, indem er seine Aufmerksamkeit auf das Stabilisieren der Fluglage konzentrieren muss.

11.3.1 Versuchsbeschreibung

Das Flugzeug wird in eine Fluglage mit 10° Schräglage gebracht. Mit der Stoppuhr wird die Zeit gemessen, die das Flugzeug benötigt um eine Schräglage von 45° zu erreichen. Der Versuch wird mit einer Anfangsschräglage von 10° zur entgegengesetzten Seite wiederholt.

11.3.2 Generelle Daten

Tabelle 11.4 Generelle Daten (Versuch 9, Spiralstabilität)

	Versuch C1	Versuch P1
Flugzeugtyp	Cessna	Piper
Aufnahmeort	Westlich EDHI	Westlich EDHI
Aufnahmedatum	10.05.95	03.11.2000
Aufnahmezeitraum [h:min]	11:00 – 11:45	8:30 – 11:36

²² Siehe "Verzeichnis der Begriffe und Definitionen"

11.3.3 Messdaten

Tabelle 11.5 Zeitmessung (Versuch C1)

Versuch C1		
Hängewinkel	t (links)	t (rechts)
[°]	[s]	[s]
10	0	0
20	16	-
30	35	-
45	-	-

Tabelle 11.6 Zeitmessung (Versuch P1)

Versuch P1		
Hängewinkel	t (links)	t (rechts)
[°]	[s]	[s]
10	0	0
20	35	-
30	70	-
45	245	-

11.3.4 Auswertung der Messdaten

Es ist ein unterschiedliches Verhalten zwischen dem Versuch nach links und nach rechts zu erkennen. Die Stabilisierung aus der Rechtsschräglage ist auf das Drehmoment des Propellers zurückzuführen. Das Moment bewirkt eine Stabilisierung oder Rückführung aus der 10° Rechtsschräglage, sowie eine Zunahme der Linksschräglage. Zur qualitativen Beurteilung des Verhaltens wird die Zeit ermittelt, die vergeht, bis sich der Hängewinkel verdoppelt hat (time to double).

Mit Hilfe der **Tabelle 11.5** und **11.6** oder der **Abbildung 11.1** und **11.2** wird diese Zeit ermittelt.

Versuch C1 $\rightarrow t_{double} = 16s$

Versuch P1 $\rightarrow t_{double} = 35s$

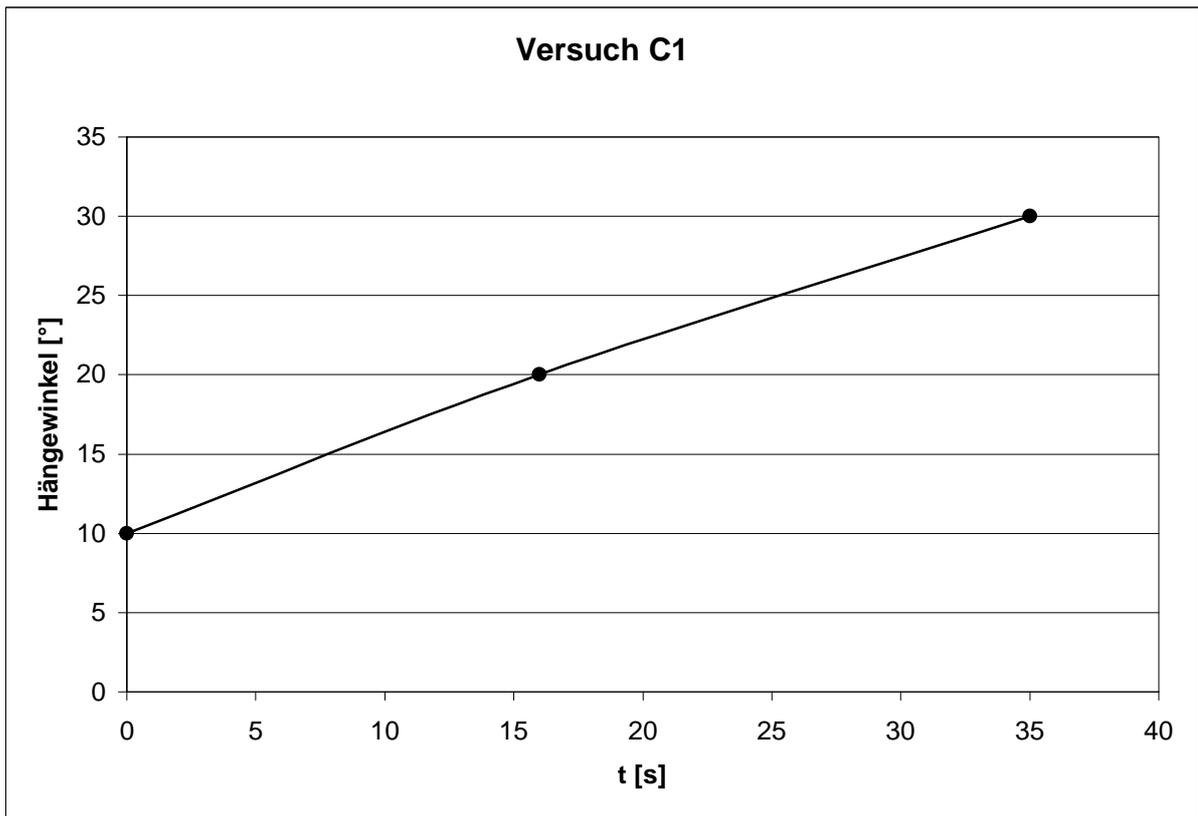


Bild 11.1 Hängewinkel in Abhängigkeit der Zeit (Versuch C1)

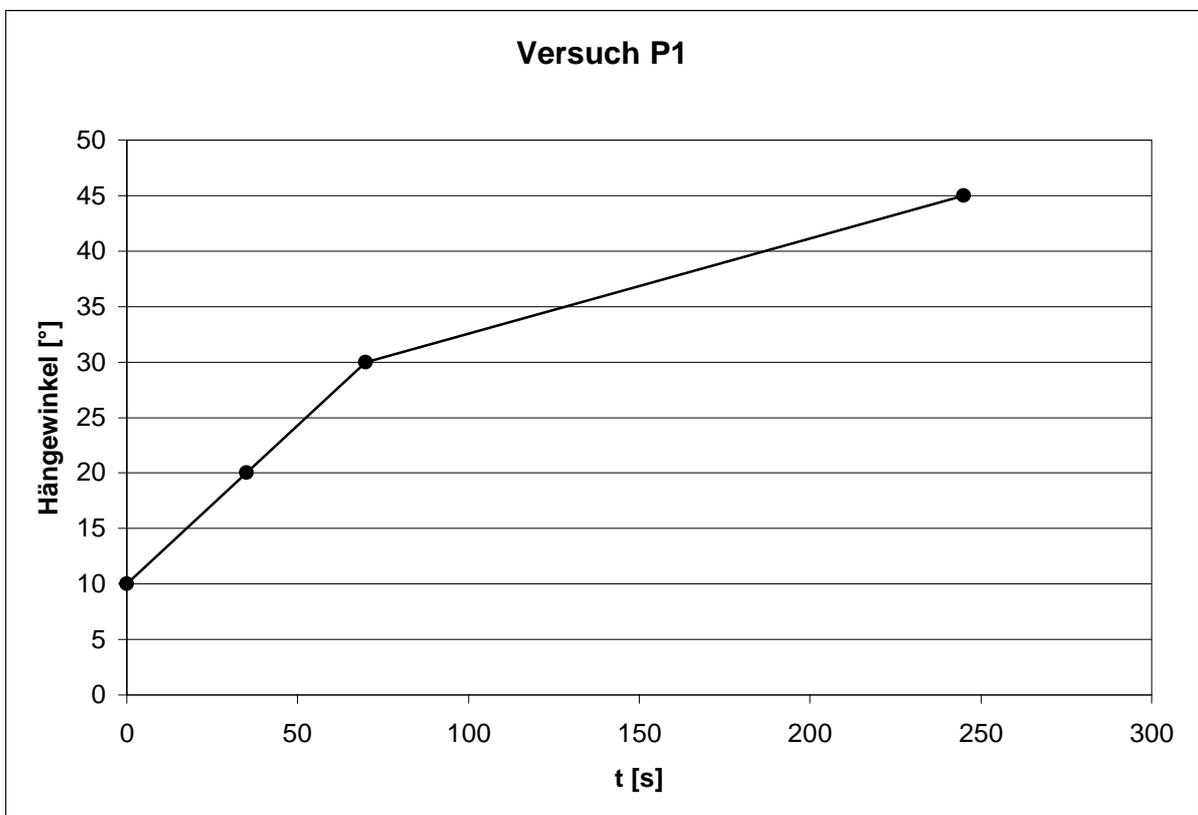


Bild 11.2 Hängewinkel in Abhängigkeit der Zeit (Versuch P1)

12 Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit beschreibt die zur Anwendung gelangten Flugversuchsmethoden, die der Bestimmung und Beschreibung ausgewählter Flugleistungen und Flugeigenschaften der Flugzeugmuster Cessna 172 und Piper Archer dienen, sowie deren Auswertung und die Berechnung der gemäss Aufgabenstellung gesuchten Größen.

Die Auswertung der Flugleistungen, welche sich auf die Startstrecke, das Kalibrieren des Geschwindigkeitsmessers, das Übersetzungsverhältnis der Höhensteuerung und des Scharniermomentes, die Steigraten und Steigwinkel, die Sinkraten und Sinkwinkel, die Gleitzahlen, Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte, sowie die Polare und letztlich die Überziegeschwindigkeit und den maximale Auftriebsbeiwert bezieht, zeigt eine gute Annäherung an die Werte aus den Flughandbüchern. Aufgrund der geringen Datenmengen, die zur Verfügung standen, ist zu sagen, dass die in der Aufgabenstellung geforderte höhere Genauigkeit nur bedingt erreicht wurde. Es ist anzustreben, die erreichte Genauigkeit mit weiteren Versuchsflügen zu erhöhen, wobei die Einfachheit und Ungenauigkeit der Messmethoden mit einer adäquaten Datenmenge kompensiert werden sollte. Die Korrektur der Flugleistungsdaten auf die maximale Abflugmasse und die ISA erwies sich als problematisch, da bei vielen Versuchsflügen nicht auf die korrekte Aufnahme der generellen Daten, wie z.B. Versuchsbeginn oder Luftdruck, geachtet wurde. Eine genaue Berechnung der zum Zeitpunkt der Versuchsdurchführung aktuellen Flugzeugmasse war deshalb nicht möglich und ebenso keine Korrektur auf die maximale Masse. Diese nicht ausreichenden Versuchsflüge wurden bei der Auswertung nicht primär behandelt, sondern lediglich auf Tendenzen untersucht.

Die Auswertung der Flugeigenschaften, die sich auf die qualitative Beobachtung der statischen Längs-, Quer- und Richtungsstabilität, sowie auf die Frequenz und Dämpfung der Phygoide und letztlich auf die Spiralstabilität und Taumelschwingung bezog, zeigte die zu vermutenden guten Ergebnisse. Die in den Flugversuchen nicht wahrnehmbaren Unterschiede zwischen Phygoide mit festem Ruder und mit losem Ruder haben sich in der Auswertung klar dargestellt. Dagegen sind die Ergebnisse zur Spiralstabilität und zur Taumelschwingung nicht zur Zufriedenheit ausgefallen. Die Messdaten, die zur Auswertung vorlagen, wiesen große Unterschiede auf, wodurch eine Aussage über die Qualität der Ergebnisse nur bedingt möglich war. Hier bietet es sich an, noch intensivere Versuche durchzuführen.

Letztlich ist noch einmal darauf hinzuweisen, dass die Messwertaufnahme mit einer gewissen Konzentration durchgeführt wird. Die Qualität der Ergebnisse ist sehr stark davon abhängig, in wie weit auch meteorologische Einflüsse bemerkt und auch dokumentiert werden. Eine unbemerkte Windböe oder starke Thermik können zu Abweichungen führen, die später nicht mehr nachvollziehbar sind. Aber auch eine gute Koordination im Cockpit führt dazu, dass auch die Werte aufgenommen werden, die erflogen wurden. Ebenso ist die Aufnahme der generellen Daten eine Grundvoraussetzung für eine wissenschaftlich korrekte Auswertung.

Literaturverzeichnis

- Abbott 1959** ABBOTT, I.H.; DOENHOFF, A.E.: *Theory of Wing Sections*. New York: Dover, 1959
- Cescotti 1993** CESCOTTI, Roderich: *Luftfahrt-Definitionen: Englisch-Deutsch /Deutsch-Englisch*. Stuttgart: Motorbuch-Verlag, 1993
- DFS 1999** DEUTSCHE FLUGSICHERUNG: *ICAO Luftfahrkarte Hamburg: Maßstab 1:500000*. Offenbach: DFS, 1999
- Dubs 1966** DUBS, Fritz: *Aerodynamik der reinen Unterschallströmung*. Basel/Stuttgart: Birkhäuser, 1966
- FAR 121** U.S. DEPARTMENT FOR TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Federal Aviation Regulations, Part 121.177(b), Airplanes: Reciprocating engine powered: Take-off Limitations*. Washington, D.C.
URL: http://www.faa.gov/avr/afs/fars/far_idx.htm (2001-08-23)
- FAR 23a** U.S. DEPARTMENT FOR TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Federal Aviation Regulations, Part 23.53(b), Take-off performance*. Washington, D.C.
URL: http://www.faa.gov/avr/afs/fars/far_idx.htm (2001-08-23)
- FAR 23b** U.S. DEPARTMENT FOR TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Federal Aviation Regulations, Part 23.51(b)(2)(ii), Take-off speed*. Washington, D.C.
URL: http://www.faa.gov/avr/afs/fars/far_idx.htm (2001-08-23)
- JAR 23a** JOINT AVIATION AUTHORITIES: Joint Aviation Requirements, JAR-23.53 (b), *Take-off performance*. KA Hoofddorp, NL
URL: <http://www.jaa.nl/jar/jar.html> (2001-08-23)
- JAR 23b** JOINT AVIATION AUTHORITIES: Joint Aviation Requirements, JAR-23.51 (b)(2)(ii), *Take-off speed*. KA Hoofddorp, NL
URL: <http://www.jaa.nl/jar/jar.html> (2001-08-23)
- JAR-OPS** JOINT AVIATION AUTHORITIES: Joint Aviation Requirements, JAR-OPS 1.530 (c)(6), *Take-off, Class B*. KA Hoofddorp, NL
URL: <http://www.jaa.nl/jar/jar.html> (2001-08-23)

- Jeppesen 1999** JEPPESEN SANDERSON, INC.: Bottlang Airfield Manuals: VFR Flight Guides. Jeppesen, 1999
- Kermode 1972** KERMODE, A.C.: *Mechanics of Flight*. Essex, UK: Longman, 1972
- McCormick 1995** MCCORMICK, B.W.: *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. New York: Wiley, 1995
- Ojha 1995** OJHA, Shiva K.: *Flight Performance of Aircraft*. Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995
- Pratt 1992** PRATT, Jeremy M.: *The PA28 Cherokee: A Pilots Guide*. Manchester: AFE, 1992
- Pratt 1993** PRATT, Jeremy M.: *The Cessna 172: A Pilots Guide*. Manchester: AFE, 1993
- Scholz 2000** SCHOLZ, Dieter: *Unterlagen zur Vorlesung: Flugmechanik 1*. Fachhochschule Hamburg: Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2000
URL:<http://www.fh-hamburg.de/pers/Scholz/MaterialFM1.html>
(2001-08-23)
- Scholz 2000a** SCHOLZ, Dieter: *Unterlagen zur Vorlesung: Flugerprobung: Flughandbuch Cessna 172*. Fachhochschule Hamburg: Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2000
URL:<http://www.fh-hamburg.de/pers/Scholz/materialFPs/DEGYM.pdf>
(2001-08-23)
- Scholz 2000b** SCHOLZ, Dieter: *Unterlagen zur Vorlesung: Flugerprobung: Flughandbuch Piper Archer*. Fachhochschule Hamburg: Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2000
URL:<http://www.fh-hamburg.de/pers/Scholz/materialFPs/DEOHD.pdf>
(2001-08-23)
- Scholz 2000c** SCHOLZ, Dieter: *Unterlagen zur Vorlesung: Flugerprobung: Auswertung Polare/Phygoide*. Fachhochschule Hamburg: Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2000
URL:
<http://www.fh-hamburg.de/pers/Scholz/materialFP/Flugerprobung.xls>
(2001-08-23)

- Smith 1981** SMITH, Hubert C.: *Introduction to Aircraft Flight Test Engineering*. Englewood, Colorado: Jeppesen, 1981
- Wedrow 1959** WEDROW, W.S.; TAIZ, M.A.: *Flugerprobung*. Berlin: VEB Verlag Technik, 1959
- Young 2000** YOUNG, Trevor: *Lecture Notes Flight Mechanics: Course ME 4726*. University of Limerick, 2000

Anhang A: Flugplatzkarte und Ausschnitte aus Luftfahrtkarten

A.1 Landekarte Hamburg –Finkenwerder

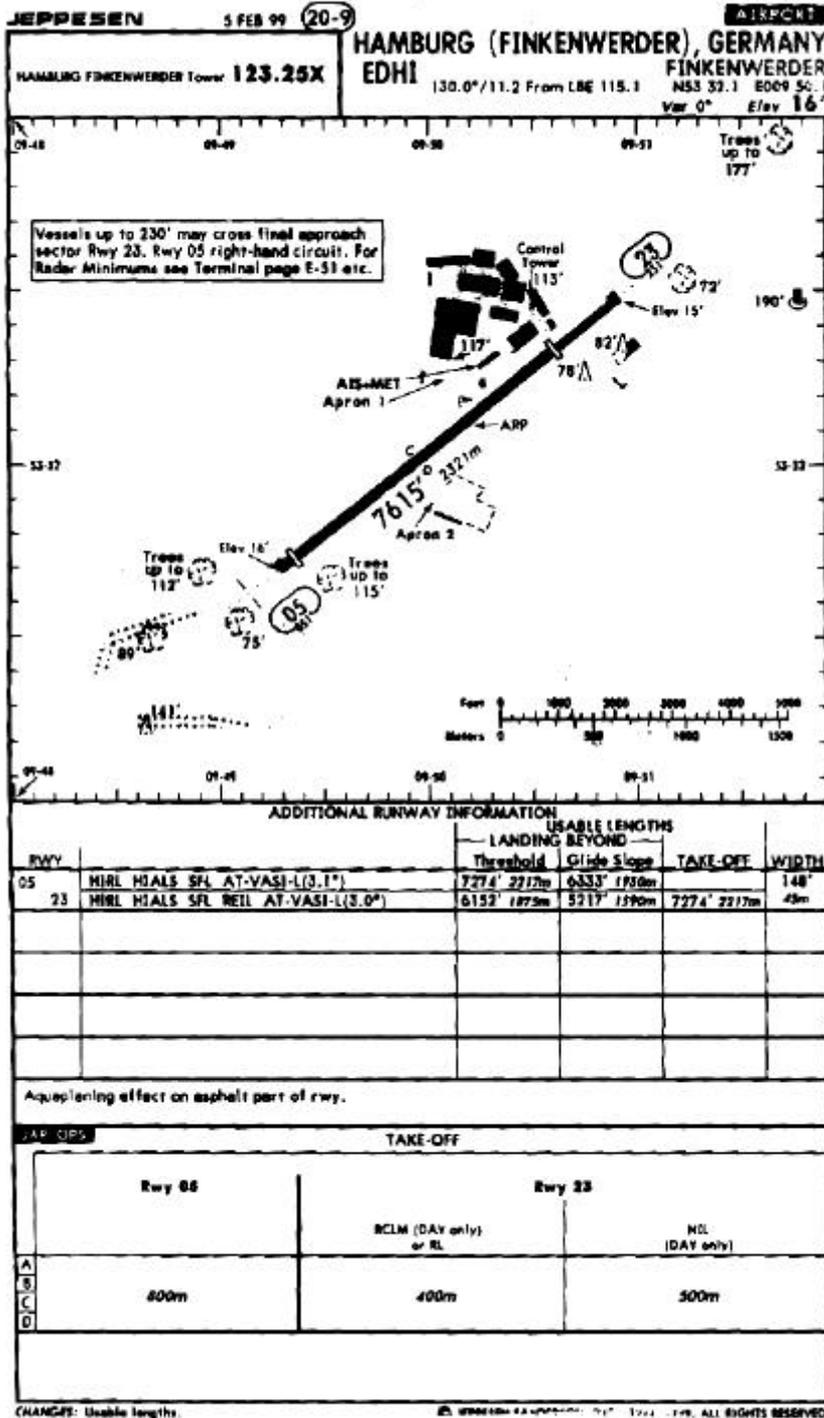


Bild A.1 Landekarte Hamburg-Finkenwerder (Jeppesen 1999)

A.2 Messstrecke Versuch C1 (GPS)



Bild A.2 Messstrecke Versuch C1 (DFS 1999)

Messstrecke: Parallele Autobahn A1 und Bahnlinie südlich von Tostedt im Bereich Sittensen bis Heidenau.

Abstand:	Sittensen	11 km
	Heidenau	10 km
Mittel:		10,5 km

A.3 Messstrecke Versuch P1



Bild A.3 Messstrecke Versuch P1 (DFS 1999)

Messstrecke: Ufer der Weser und des Jadebusens südlich von Nordenham.
Abstand: 11,5 km

Anhang B: Diagramme

B.1 Universeller Propellerwirkungsgrad

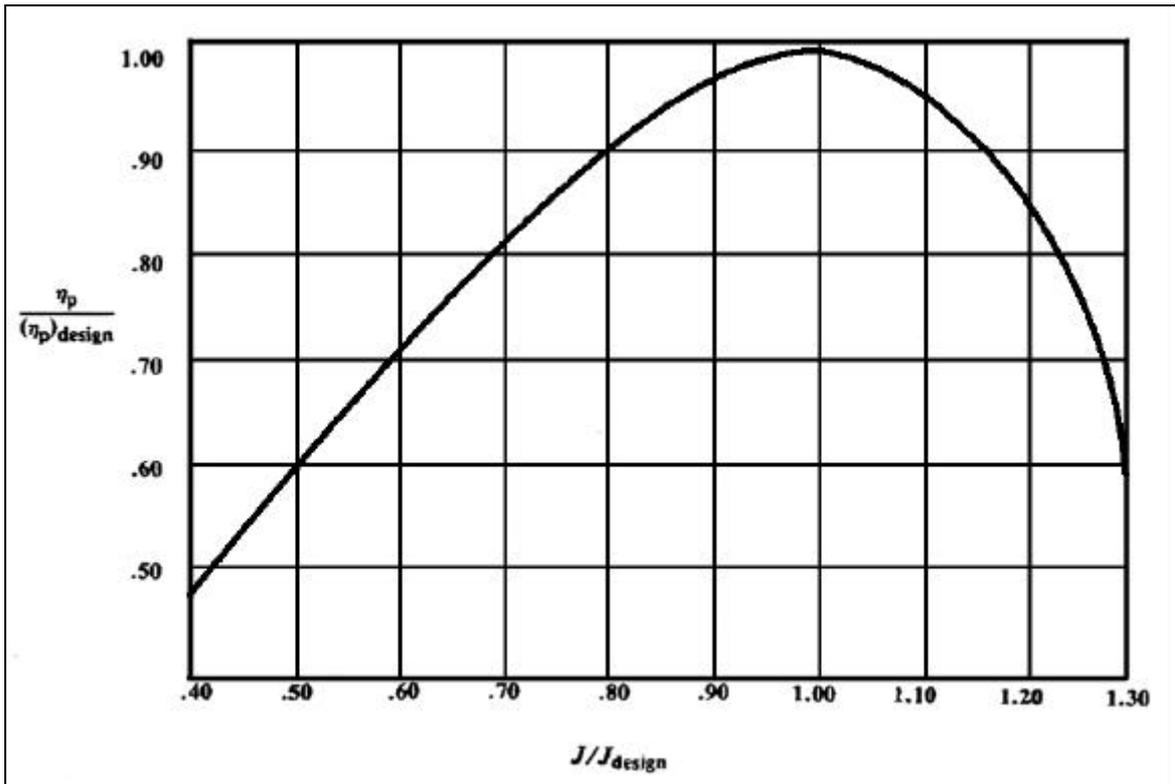


Bild B.1 Universeller Propellerwirkungsgrad für Starrluftschrauben (Scholz 2000)

B.2 NACA 2412 Wing Section

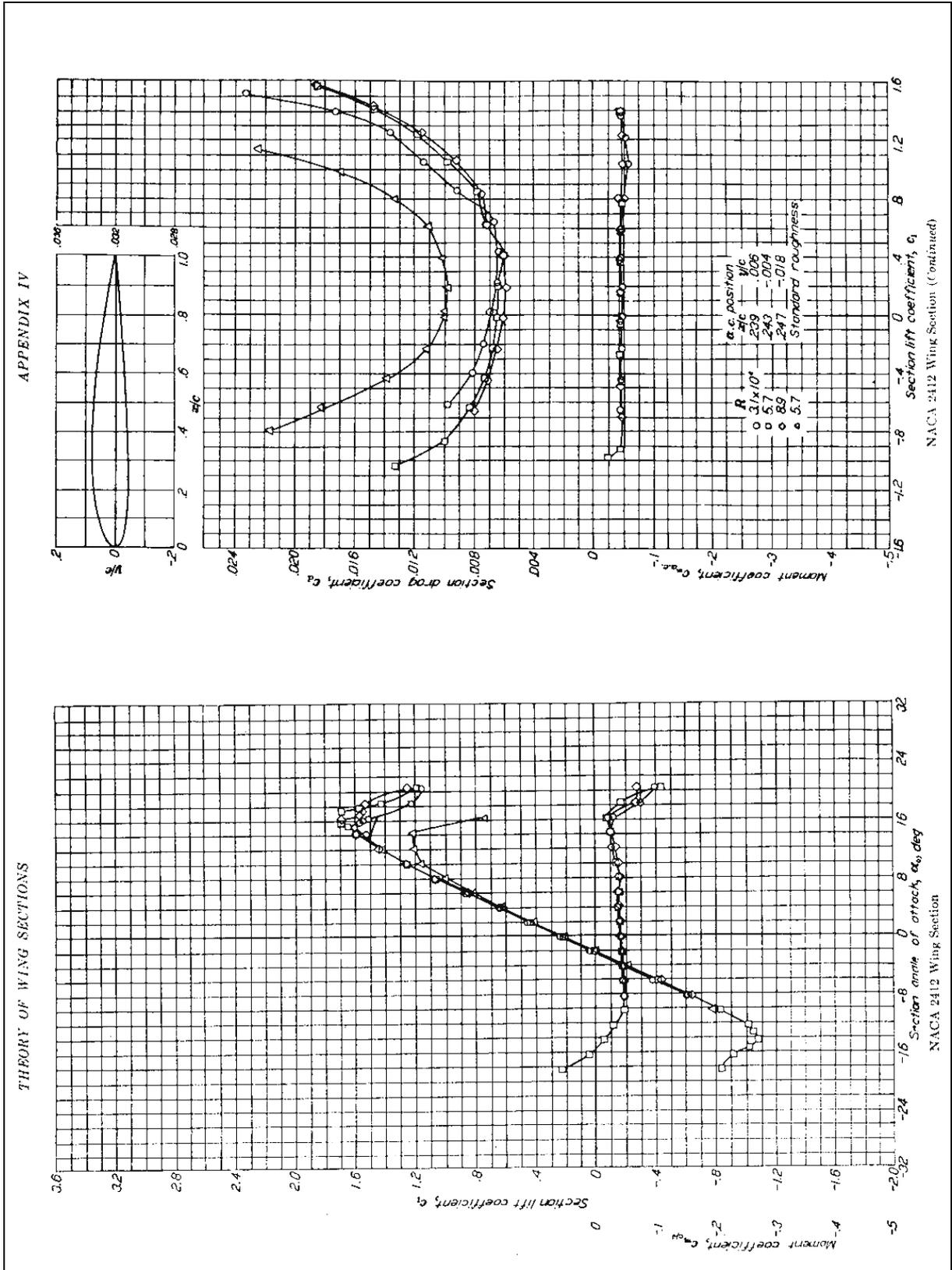


Bild B.2 NACA 2412 Wing Section (Abbott 1959)

B.3 NACA 65₂-415 Wing Section

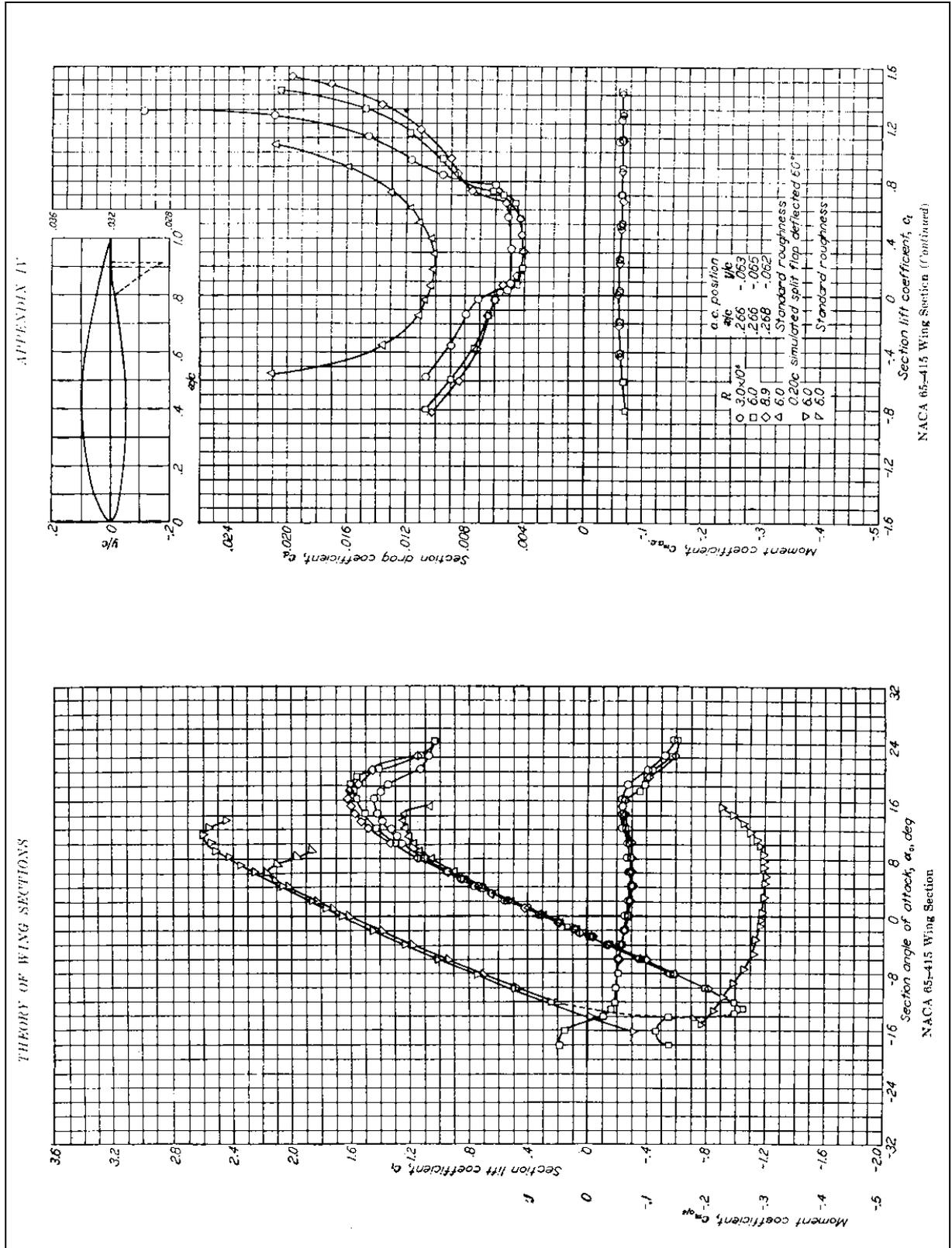


Bild B.3 NACA 65₂-415 Wing Section (Abbott 1959)

Anhang C: EXCEL –Auswertung zur Phygoide

C.1 Festes Ruder

C.1.1 Versuch C1, Höhe

$$\begin{aligned}
 y_0 &= 1750,99823 \text{ ft} \\
 y_{\max} &= -593,112285 \text{ ft} \\
 I &= 0,02471881 \\
 w &= 0,19227617 \text{ 1/s} \\
 \Delta y &= -0,91349745 \text{ ft/s} \\
 e &= 2,7182818 \\
 p &= 3,1415926
 \end{aligned}$$

Tabelle C.1 EXCEL –Iteration (Versuch C1, Höhe)

t [s]	y gemessen [ft]	y berechnet [ft]	Delta ² [ft ²]
0	1460	1454,442	30,890
14	1940	1927,152	165,083
35	1600	1606,418	41,197
45	1750	1779,730	883,876
63	1630	1637,263	52,752
75	1720	1695,480	601,221
97	1640	1635,956	16,357
110	1660	1663,554	12,629
			1804,005

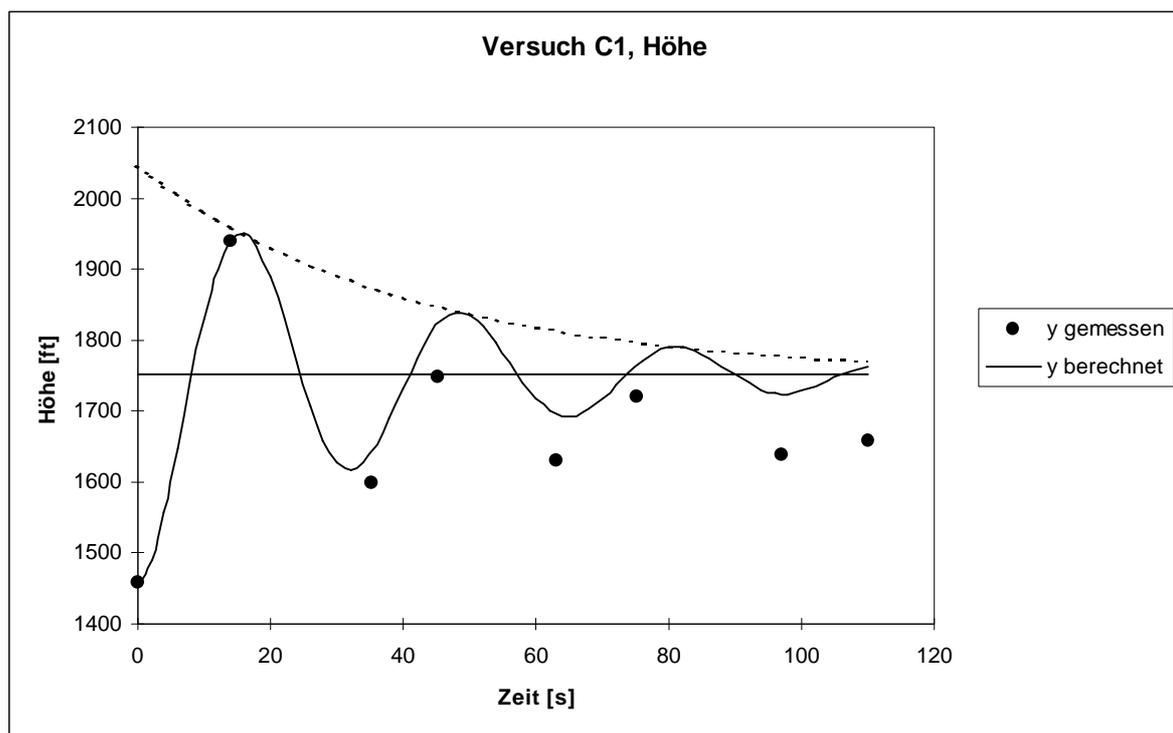


Bild C.1 Phygoide mit festem Ruder (Versuch C1, Höhe)

C.1.2 Versuch P1, Höhe

$$\begin{aligned}
 y_0 &= 1611,23716 \text{ ft} \\
 y_{\max} &= -475,083643 \text{ ft} \\
 \mathbf{l} &= 0,0134089 \\
 \mathbf{w} &= 0,2026614 \text{ 1/s} \\
 \Delta y &= 0,56307716 \text{ ft/s} \\
 e &= 2,7182818 \\
 p &= 3,1415926
 \end{aligned}$$

Tabelle C.2 EXCEL –Iteration (Versuch P1, Höhe)

t [s]	y gemessen [ft]	y berechnet [ft]	Delta ² [ft ²]
0	1380	1373,695	39,749
16	1820	1810,945	81,997
31	1460	1471,940	142,567
47	1740	1763,551	554,659
60	1550	1547,436	6,572
78	1760	1738,210	474,798
93	1600	1595,344	21,678
109	1720	1727,422	55,093
			1378,443

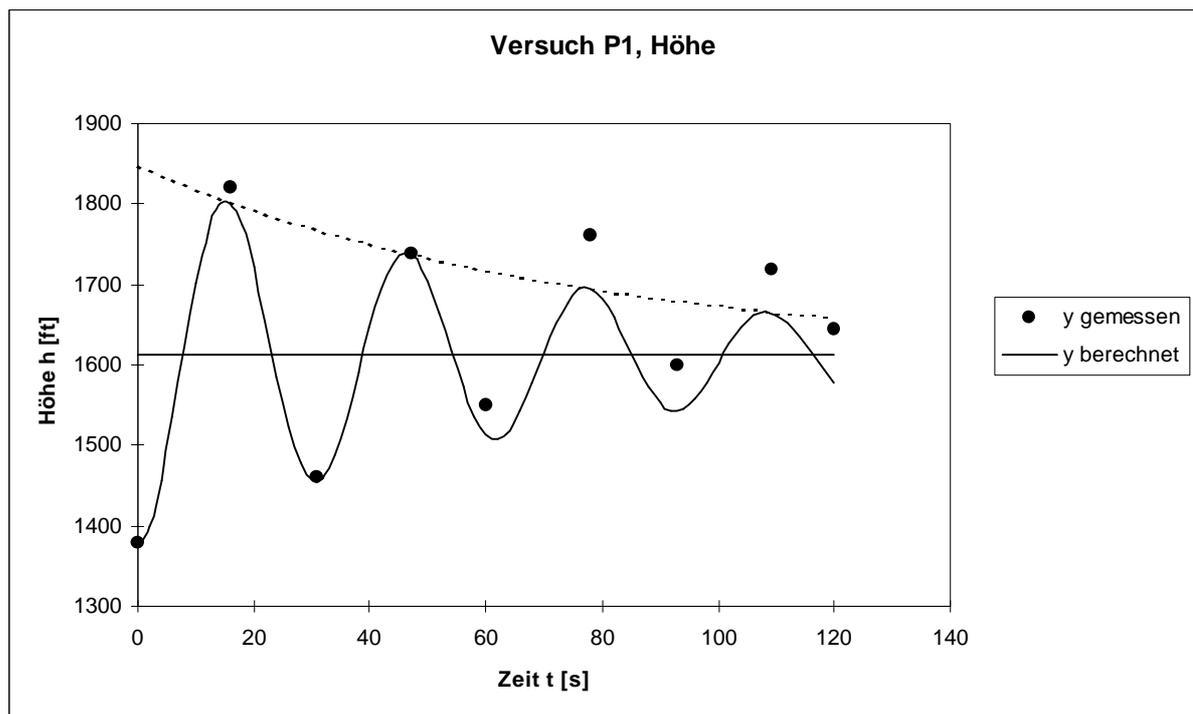


Bild C.2 Phygoide mit festem Ruder (Versuch P1, Höhe)

C.1.3 Versuch P1, Geschwindigkeit

$$y_0 = 110,393217 \text{ kt}$$

$$y_{\max} = 62,2922739 \text{ kt}$$

$$l = 0,00947045$$

$$w = 0,19639268 \text{ 1/s}$$

$$\Delta y = 0,08343824 \text{ kt/s}$$

$$e = 2,7182818$$

$$p = 3,1415926$$

Tabelle C.3 EXCEL –Iteration (Versuch P1, Geschwindigkeit)

t [s]	y gemessen [kt]	y berechnet [kt]	Delta ² [kt ²]
0	140	141,539	2,370
12	90	91,727	2,981
29	135	132,507	6,215
44	100	99,519	0,232
59	125	125,250	0,063
76	110	105,977	16,187
89	120	120,485	0,236
107	110	112,996	8,978
			37,260

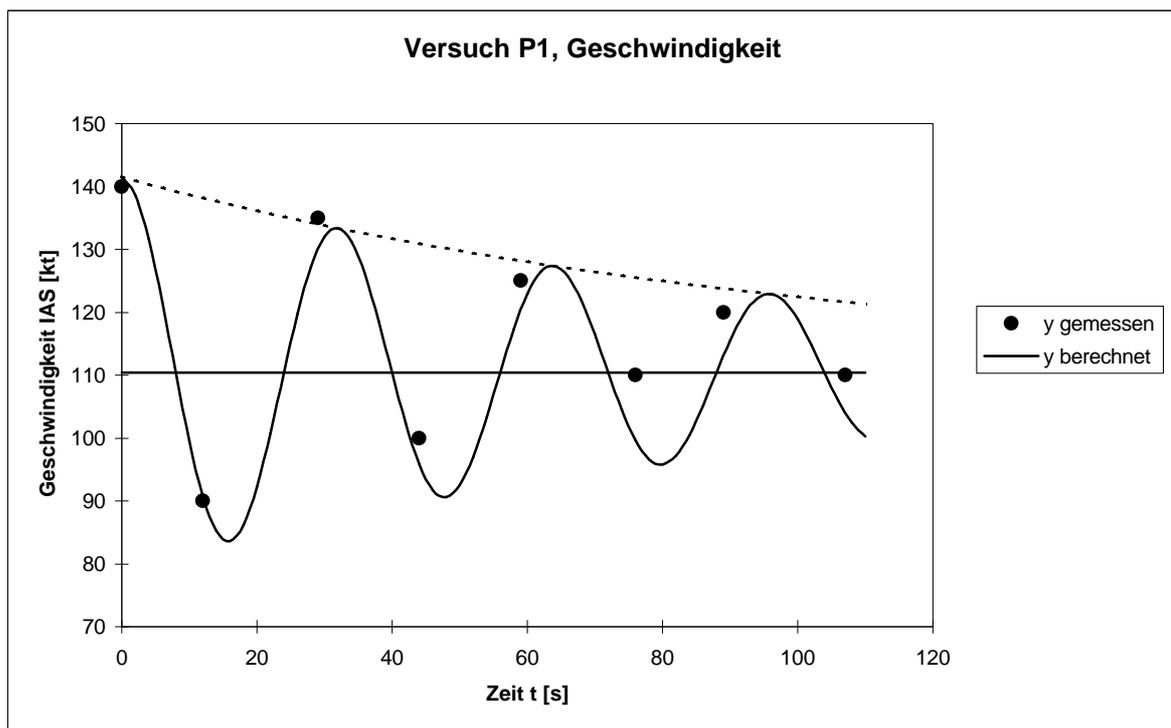


Bild C.3 Phygoide mit festem Ruder (Versuch P1, Geschwindigkeit)

C.2 Loses Ruder

C.2.1 Versuch C1, Höhe

$$y_0 = 1634,85786 \text{ ft}$$

$$y_{\max} = -417,041271 \text{ ft}$$

$$I = 0,01103647$$

$$w = 0,18351874 \text{ 1/s}$$

$$\Delta y = 0,03426186 \text{ ft/s}$$

$$e = 2,7182818$$

$$p = 3,1415926$$

Tabelle C.4 EXCEL –Iteration (Versuch C1, Höhe)

t [s]	y gemessen [ft]	y berechnet [ft]	Delta ² [ft ²]
0	1420	1426,337	40,160
17	1800	1808,248	68,034
34	1500	1492,879	50,709
48	1750	1736,713	176,547
65	1560	1555,317	21,930
80	1680	1682,257	5,095
99	1580	1583,931	15,450
110	1620	1624,309	18,570
			396,495

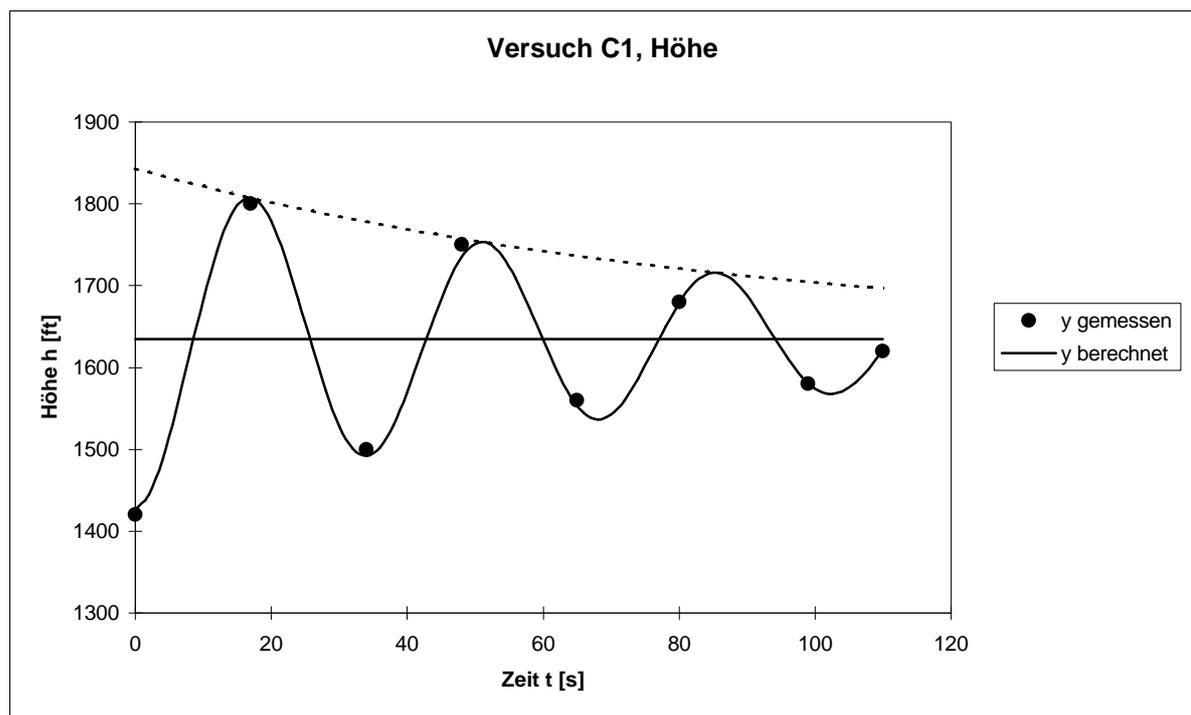


Bild C.4 Phygoide mit losem Ruder (Versuch C1, Höhe)

C.2.2 Versuch C1, Geschwindigkeit

$$\begin{aligned}
 y_0 &= 119,067747 \text{ mph} \\
 y_{\max} &= 79,5146891 \text{ mph} \\
 \mathbf{l} &= 0,01705777 \\
 \mathbf{w} &= 0,20812953 \text{ 1/s} \\
 \Delta y &= -0,02107322 \text{ mph/s} \\
 e &= 2,7182818 \\
 p &= 3,1415926
 \end{aligned}$$

Tabelle C.5 EXCEL –Iteration (Versuch C1, Geschwindigkeit)

t [s]	y gemessen [mph]	y berechnet [mph]	Delta ² [mph ²]
0	160	158,825	1,380
14	90	88,270	2,993
33	136	137,250	1,562
47	100	101,370	1,877
65	124	125,200	1,440
78	106	108,336	5,456
97	120	118,770	1,514
110	115	112,980	4,082
			20,304

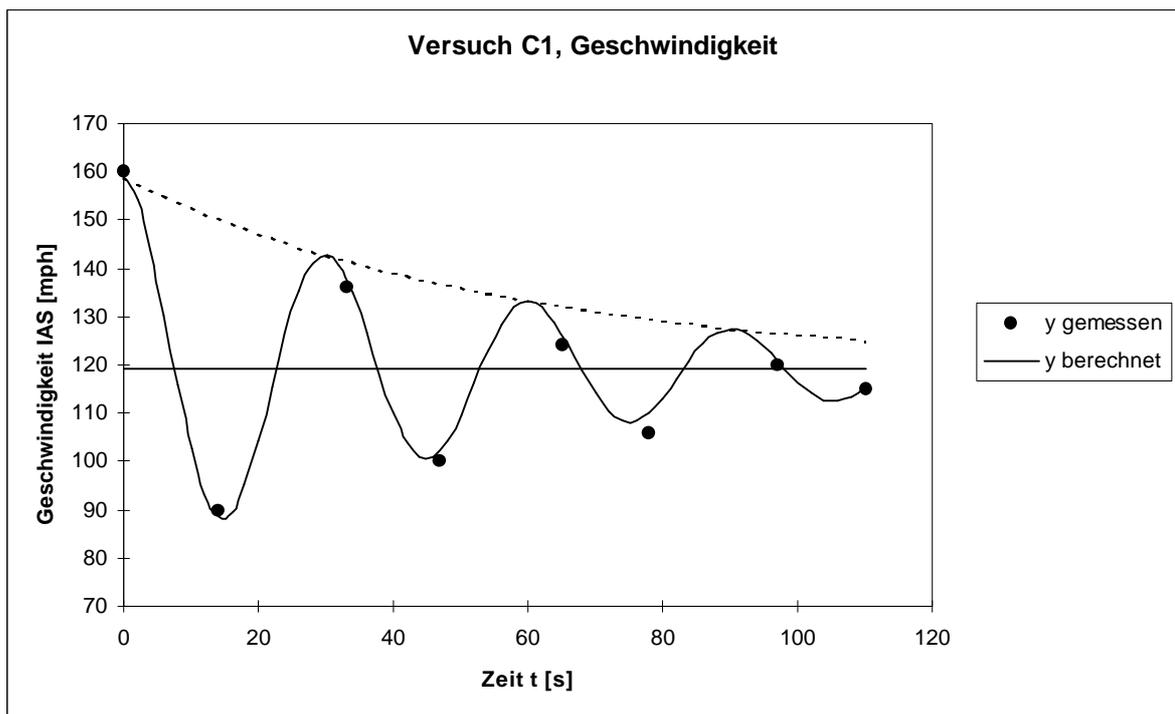


Bild C.5 Phygoide mit losem Ruder (Versuch C1, Geschwindigkeit)

C.2.3 Versuch P1, Höhe

$$\begin{aligned}
 y_0 &= 2057,30653 \text{ ft} \\
 y_{\max} &= -525,117159 \text{ ft} \\
 l &= 0,01339556 \\
 w &= 0,2039683 \text{ 1/s} \\
 \Delta y &= -0,79528857 \text{ ft/s} \\
 e &= 2,7182818 \\
 p &= 3,1415926
 \end{aligned}$$

Tabelle C.6 EXCEL –Iteration (Versuch P1, Höhe)

t [s]	y gemessen [ft]	y berechnet [ft]	Delta ² [ft ²]
0	1800	1794,748	27,584
17	2250	2241,870	66,099
31	1855	1859,458	19,870
48	2140	2148,037	64,599
59	1900	1907,742	59,932
77	2080	2089,668	93,465
87	1960	1951,298	75,721
106	2040	2032,168	61,344
			468,614

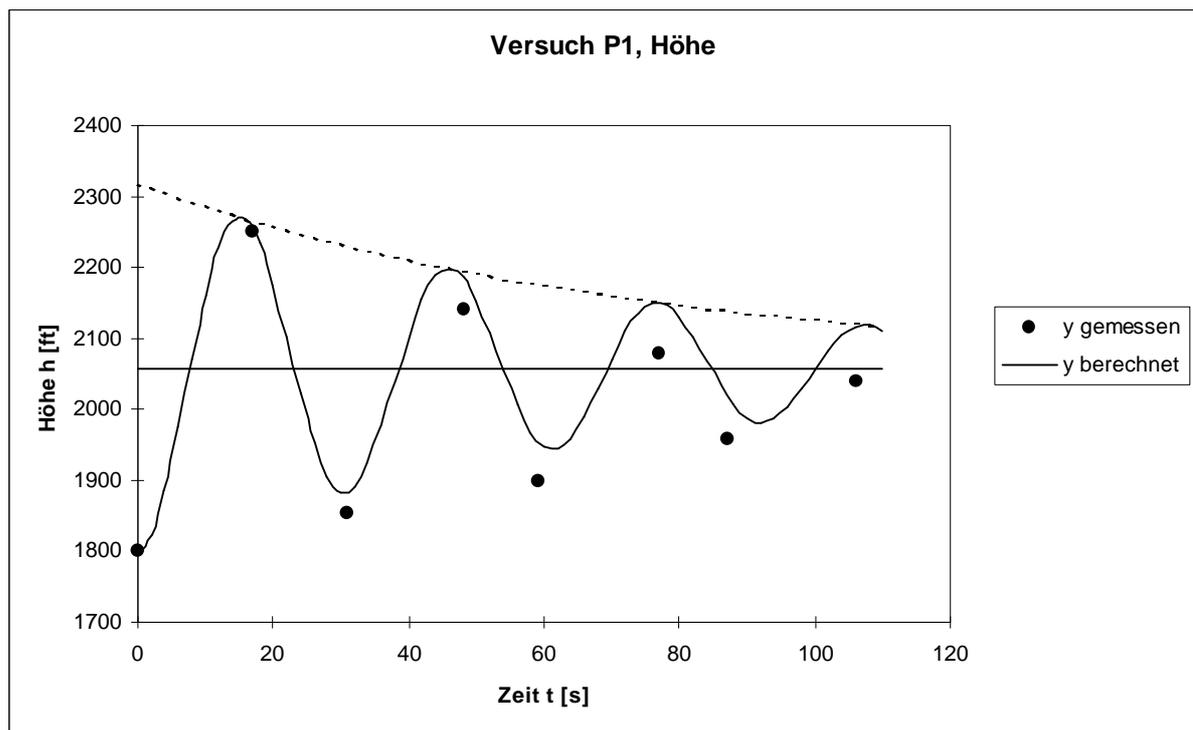


Bild C.6 Phygoide mit losem Ruder (Versuch P1, Höhe)

Anhang D

Messdatenprotokoll

Namen:	1.	
	2.	
	3.	
Gruppe:	Datum:	
Generelle Daten		
	Flug 1	Flug 2
Flugzeugmuster		
Kennung		
Startflugplaz		
Massen		
Pilot	[kg]	
vorderer Fluggast	[kg]	
hinterer Fluggast	[kg]	
hinterer Fluggast	[kg]	
Gepäck	[kg]	
Kraftstoff (Liter x 0,72)	[kg]	
Wetter		
Temperatur	[°C]	
Luftdruck QNH	[hPa]	
Windrichtung	[°]	
Windgeschwindigkeit	[kt]	
Startbahnrichtung	[°]	
Startzeit	[h:min]	
Landezeit	[h:min]	

Versuch 1: Startstrecke

Marke	Weg [m]	Flug 1	Flug 2		
		Zeit [s]	Zeit [s]		
0	0				
1	60				
2	120				
3	180				
4	240				
5	300				
6	360				
7	420				
8	480				
9	540				
10	600				
11	660				
12	720				
13	780				
14	840				
15	900				

Versuch 4:Steigflug

Versuchsbeginn	[h:min]	
----------------	---------	--

	IAS: [mph] [kt]					
Höhe [ft]	Zeit [s]	Zeit [s]	Zeit [s]	Zeit [s]	Zeit [s]	Zeit [s]
500						
600						
700						
800						
900						
1000						
1100						
1200						
1300						
1400						
1500						
1600						
1700						
1800						
1900						
2000						
2100						
2200						
2300						
2400						
2500						
2600						
2700						
2800						
2900						
3000						
3100						
3200						
3300						
3400						
3500						

Versuch 5: Sinkflug

Versuchsbeginn	[h:min]	
----------------	---------	--

	IAS: [mph] [kt]					
Höhe [ft]	Zeit [s]	Zeit [s]	Zeit [s]	Zeit [s]	Zeit [s]	Zeit [s]
3500						
3400						
3300						
3200						
3100						
3000						
2900						
2800						
2700						
2600						
2500						
2400						
2300						
2200						
2100						
2000						
1900						
1800						
1700						
1600						
1500						
1400						
1300						
1200						
1100						
1000						
900						
800						
700						
600						
500						

Versuch 6: Überzogener Flugzustand

Versuchsbeginn	[h:min]	
Versuchshöhe	[ft]	

d_F [°]	IAS		IAS				
	[mph]	[kt]	[mph]	[kt]			
0							
10							
20							
25							
40							

Versuch 7: Statische Stabilität

Dokumentation der qualitativen Beobachtung
--

Statische Längsstabilität:

Statische Querstabilität:

Statische Kursstabilität:

Versuch 9: Dynamische Stabilität der Seitenbewegung

Versuchsbeginn	[h:min]	
----------------	---------	--

Dutch Roll

Schwingungen	Zeit [s]	Ausschwingperioden			

Spiral Mode

Hängewinkel [°]	Zeit links [s]	Zeit rechts [s]				
10						
20						
30						
45						