

fachhochschule hamburg

FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK

Studiengang Flugzeugbau

Berliner Tor 5
D - 20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

Deutsche Lufthansa Berlin – Stiftung
HAM ZU / S
Lufthansa Werft Hamburg
22335 HAMBURG

Diplomarbeit
- Flugzeugbau -

Bestimmung ausgewählter Flugleistungen und – eigenschaften des Flugzeugmusters Arado Ar 79

Verfasser: Claus Cordes

Abgabedatum: 04.02.00

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
2. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Willy Bräunling

Kurzreferat

Die vorliegende Arbeit beschreibt die Bestimmung von Flugleistungsdaten und Flugeigenschaftsparametern für das Flugzeugmuster „Arado Ar 79 B“ mit dem Zulassungskennzeichen D – EMVT des Baujahres 1939. Dabei kommen Flugversuchsmethoden zur Anwendung, die nur geringen messtechnischen Aufwand erfordern und dennoch Ergebnisse hinreichender Genauigkeit liefern.

Die erzielten Ergebnisse ermöglichen eine umfassende Beschreibung der Flugleistungen und bestätigen die Schilderungen der Piloten, die der Arado 79 auch nach heutigen Massstäben eine hohe Leistungsfähigkeit bescheinigen. Die quantitative Beurteilung der Flugeigenschaften erstreckt sich auf die dynamische Stabilität um alle Achsen und zeigt Ergebnisse auf, die den Ansprüchen an ein Leichtflugzeug vollauf genügen.

Aus den Resultaten der Berechnungen wird ein Abschnitt „Flugleistungen“ entwickelt, der einem Piloten die zur Flugvorbereitung und Flugdurchführung notwendigen und vorgeschriebenen Daten zur Verfügung stellt.

Da Originalunterlagen nur noch in sehr beschränktem Umfang und auch nur auszugsweise verfügbar sind, und es sich bei dem für die Versuche verwendeten Flugzeug um das weltweit letzte flugfähig erhaltene Exemplar dieses Herstellers handelt, kommt den Ergebnissen auch eine gewisse luftfahrthistorische Bedeutung zu.

Bestimmung ausgewählter Flugleistungen und –eigenschaften des Flugzeugmusters Arado Ar 79

Diplomarbeit nach § 21 der Prüfungsordnung.

Hintergrund

Das Museum für Verkehr und Technik, Berlin ist im Besitz der Arado Ar 79 mit dem Zulassungskennzeichen D – EMVT. Bei diesem Flugzeug handelt es sich um das weltweit einzig verbliebene Exemplar dieses Herstellers, das z.Zt. von der Deutsche Lufthansa Berlin – Stiftung (DLBS) satzungsgemäß betrieben wird. Die endgültige Stilllegung ist für das Ende der Flugsaison 2001 geplant. Mit Ausnahme einer von der DLBS herausgegebenen und vom LBA genehmigten „Betriebs – und Rüstanleitung für das Muster Arado Ar 79 B, Kennzeichen D – EMVT, Werk – Nr. 0047“ existieren keine Unterlagen mehr über diesen Typ, insbesondere detaillierte Angaben zu den Flugleistungen sind nicht mehr verfügbar.

Aufgabe

In Flugversuchen und durch eine anschließende Auswertung der Messdaten sollen ausgewählte Flugleistungen und Flugeigenschaften bestimmt werden. Da für die Arado Ar 79 kein Flughandbuch mehr existiert, sollen die ermittelten Flugleistungen so dargestellt werden, dass sie einem Piloten Hinweise geben, ähnlich wie in einem Abschnitt „Flugleistungen“ eines Flughandbuches.

Folgende Flugleistungsdaten sind zu ermitteln :

- Umrechnung von v_{IAS} in v_{CAS}
- Überziehgeschwindigkeiten
- Startstrecke und Startlaufstrecke
- Flugeschwindigkeit und Vertikalgeschwindigkeit im Steig- und Sinkflug
- Gleitflughöhe
- erreichbare Höchstgeschwindigkeit im Horizontalflug bei verschiedenen Leistungseinstellungen

- Wirkungsgrad des verwendeten Propellers MT 200 R 107 – 4
- durchschnittlicher Kraftstoffverbrauch.

Aus den Flugleistungsdaten ist die Polare des Flugzeuges zu ermitteln.

Folgende Flugeigenschaften sind zu ermitteln :

- Frequenz und Dämpfungskoeffizient der Phygoide und der Taumelschwingung bei festem und losem Ruder und gewählten Flugbedingungen
- quantitative Beurteilung der Spiralbewegung.

Erklärung

Ich versichere, daß ich diese Diplomarbeit (bei einer Gruppenarbeit: die entsprechend gekennzeichneten Teile der Diplomarbeit) ohne fremde Hilfe selbständig verfaßt und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

04.02.00 Klaus Cordes

Datum

Unterschrift

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder.....	10
Verzeichnis der Tabellen.....	12
Liste der Symbole.....	14
Liste der Abkürzungen.....	16
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen.....	17
1 Einleitung	21
1.1 Motivation	21
1.2 Begriffsdefinitionen.....	21
1.3 Ziel der Arbeit	22
1.4 Aufbau der Arbeit.....	23
2 Beschreibung des Flugzeugmusters Arado Ar 79 B.....	24
2.1 Hauptdaten.....	24
2.2 Baubeschreibung	26
2.3 Dreiseitenansicht	27
2.4 Historie	28
3 Beschreibung der angewandten Flugversuchsmethoden für	29
3.1 Höhenmesserkalibrierung.....	29
3.2 Fahrtmesserkalibrierung.....	31
3.3 Drehzahlmesserkalibrierung.....	34
3.4 Geschwindigkeit als Funktion der Drehzahl	34
3.5 Sägezahnflüge.....	41
3.6 Gleitflüge.....	43
3.7 Überziehgeschwindigkeiten	46
3.8 durchschnittlichen Kraftstoffverbrauch.....	48
3.9 Startlauf- und Startstrecke	48
3.10 Taumelschwingung.....	51
3.11 Phygoide	51
3.12 Spiralbewegung	52

4	Wiedergabe der aufgenommenen Daten	53
4.1	Kalibrierung des Höhenmessers	53
4.2	Kalibrierung des Fahrtmessers	54
4.3	Kalibrierung des Drehzahlmessers	56
4.4	Diagramm und Tabelle „erforderliche Drehzahl“	57
4.5	Diagramm und Tabelle „verfügbare Drehzahl“	40
4.6	Aufzeichnungen der Sägezahnflüge	61
4.7	Aufzeichnungen der Gleitflüge	61
4.8	erflogene Überziehgeschwindigkeiten	62
4.9	durchschnittlicher Kraftstoffverbrauch	63
4.10	Startlauf- und Startstrecke	63
4.11	Messdaten der Taumelschwingung	65
4.12	Messdaten der Phygoide	65
4.13	Messdaten der Versuche zur Spiralstabilität	68
5	Auswertung und Reduzierung der gewonnenen Daten	69
5.1	Bestimmung des Höhenmesseranzeigefehlers	69
5.2	Bestimmung des Fahrtmesseranzeigefehlers	70
5.3	Bestimmung des Drehzahlmesseranzeigefehlers	75
5.4	Reduzierung der erforderlichen Drehzahlen	76
5.5	Reduzierung der verfügbaren Drehzahlen	82
5.6	Reduzierung der Steiggeschwindigkeiten	85
5.7	Bestimmung von c_{w0} und e aus den Sinkflügen	87
5.8	Reduzierung der Überziehgeschwindigkeiten	91
6	Ermittlung der gesuchten Flugleistungen	93
6.1	Umrechnung von v_{IAS} in v_{CAS}	93
6.2	Überziehgeschwindigkeiten	95
6.3	Startlauf- und Startlaufstrecken	96
6.4	Wirkungsgrad des Propellers	102
6.5	Steiggeschwindigkeiten	106
6.6	Sinkgeschwindigkeiten	107
6.7	Gleitflugreichweite	110
6.8	Reisefluggeschwindigkeiten	112
6.9	durchschnittlicher Kraftstoffverbrauch	113
6.10	Polare des Flugzeuges	114
6.11	Abschätzung der Genauigkeit der Messungen und Berechnungen	115

7	Beschreibung der ausgewählten Flugeigenschaften.....	120
7.1	Taumelschwingung.....	120
7.2	Phygoide.....	121
7.3	Spiralbewegung.....	121
8	Darstellung der Flugleistungen in der Form eines Flughandbuches.....	122
8.1	Startstrecken und Startgeschwindigkeiten.....	123
8.2	Steigraten und Steigfluggeschwindigkeiten.....	125
8.3	bester Steigwinkel.....	127
8.4	Reisegeschwindigkeiten.....	127
8.5	Überziehgeschwindigkeiten.....	129
8.6	Reichweiten.....	130
8.7	Geschwindigkeit des geringsten Sinkens und des besten Gleitens.....	131
8.8	erzielbare Gleitstrecke.....	132
8.9	Anfluggeschwindigkeiten.....	132
9	Zusammenfassung.....	133
10	Schlussbemerkung.....	135
	Literaturverzeichnis.....	136
Anhang		
A	Bilder der Arado Ar 79.....	138
B	Karten der Orte und Flugplätze, an denen die Versuche durchgeführt wurden.....	142
C	weitere Diagramme.....	150

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Dreiseitenansicht Arado Ar 79 B.....	27
Bild 3.1	Messung der wahren Höhe mit Theodolit.....	30
Bild 3.2	Bestimmung der kalibrierten Geschwindigkeit.....	33
Bild 3.3	Flugzeugachsen und Scheinlot beim Manöver „Überziehggeschwindigkeit“	47
Bild 4.1	angezeigte Drehzahl als Funktion der angezeigten Geschwindigkeit	59
Bild 4.2	verfügbare, angezeigte Drehzahl über angezeigter Geschwindigkeit	60
Bild 5.1	erforderliche Drehzahl als Funktion des Verhältnisses v/n im Flugversuch	78
Bild 5.2	erforderliche Drehzahl in Dichtehöhe Null bei 850 kg Masse.....	80
Bild 5.3	$n_{\text{verf}} = f(v/n)$	82
Bild 5.4	$n_{\text{verf}0} = f(v/n)$	84
Bild 5.5	$w = f(v_{\text{IAS}})$	86
Bild 6.1	Umrechnung $v_{\text{IAS}} \leftrightarrow v_{\text{CAS}}$	94
Bild 6.2	Propellerwirkungsgrad als Funktion des Fortschrittsgrades.....	104
Bild 6.3	Steigrate als Funktion der wahren Eigengeschwindigkeit und Masse	106
Bild 6.4	Sinkgeschwindigkeiten als Funktion der wahren Eigengeschwindigkeit	107
Bild 6.5	horizontale und vertikale Gleitflugstrecke	110
Bild 6.6	Gleitflughreichweite.....	111
Bild 6.7	Polare Ar 79 B.....	114
Bild 6.8	Bestimmung der Höchstgeschwindigkeit nach der Drehzahlmethode.....	116
Bild 6.9	Bestimmung der Höchstgeschwindigkeit nach $w = f(v)$	117
Bild 6.10	Bestimmung der Höchstgeschwindigkeit nach F/mg und c_w / c_a über v_{TAS}	118
Bild 8.1	angezeigte Geschwindigkeit für bestes Steigen (alle Massen).....	125
Bild 8.2	max. Steiggeschwindigkeit als Funktion der Dichtehöhe und Masse	126
Bild 8.3	Überziehggeschwindigkeiten v_{IAS} in verschiedenen Konfigurationen	129
Bild A.1	Arado Ar 79 B D – EMVT, Flugbild	138
Bild A.2	Hirth – Motor HM 504 in der D – EMVT	139
Bild A.3	Datenblatt aus Flugzeug – Typenbuch 1939/40, Arado Ar 79	140
Bild A.4	Datenblatt aus Flugzeug – Typenbuch 1939/40, Hirth HM 504	141
Bild B.1	Flugplatzkarte Flughafen Hamburg.....	142
Bild B.2	Flugplatzkarte Flughafen Lübeck.....	143
Bild B.3	Flugplatzkarte Flughafen Parchim	144
Bild B.4	Ausschnitt aus Luftfahrkarte 1 : 500 000, Blatt Rostock	145
Bild B.5	Ausschnitt aus topographischer Karte, Zeitmesspunkt 1	146
Bild B.6	Ausschnitt aus topographischer Karte, Zeitmesspunkt 2	147
Bild B.7	Ausschnitt aus topographischer Karte, Zeitmesspunkt 3	148
Bild B.8	Ausschnitt aus topographischer Karte, Zeitmesspunkt 4	149

Bild C.1	Kennblatt Hirth – Motor HM 504.....	150
Bild C.2	Fahrtmesserfehler.....	151
Bild C.3	Höhenmesserfehler.....	152
Bild C.4	Drehzahlmesserfehler.....	153
Bild C.5	$c_{wi} = f(c_a)$	154
Bild C.6	$W = f(v)$ für max. Startmasse in Dichtehöhe Null.....	155
Bild C.7	$P_{erf} = f(v)$ für max. Startmasse in Dichtehöhe Null.....	156
Bild C.8	Startstrecken mit Klappenstellung 0.....	157
Bild C.9	Startstrecken mit Klappenstellung 1.....	158
Bild C.10	$n = f(v/n, m)$ in Dichtehöhe Null.....	159
Bild C.11	$n = f(v/n, m)$ in Dichtehöhe 1000 m.....	160
Bild C.12	$n = f(v/n, m)$ in Dichtehöhe 2000 m.....	161
Bild C.13	$n = f(v/n, m)$ in Dichtehöhe 3000 m.....	162
Bild C.14	$w = f(v, m)$ in Dichtehöhe Null.....	163
Bild C.15	$w = f(v, m)$ in Dichtehöhe 1000 m.....	164
Bild C.16	$w = f(v, m)$ in Dichtehöhe 2000 m.....	165
Bild C.17	$w = f(v, m)$ in Dichtehöhe 3000 m.....	166
Bild C.18	Flugbahn bei Phygoide mit losem Ruder.....	167
Bild C.19	Flugbahn bei Phygoide mit festem Ruder.....	168

Verzeichnis der Tabellen

Tab 4.1	Höhenmesserabweichung	53
Tab 4.2	Flugzeiten entlang der Messstrecken.....	55
Tab 4.3	angezeigte und gemessene Motordrehzahl.....	56
Tab 4.4	angez. Geschw. als Funktion der Drehzahl	58
Tab 4.5	abgelesene Werte bei Sägezahnflügen	60
Tab 4.6	Aufzeichnungen während der Sägezahnflüge	61
Tab 4.7	Aufzeichnungen während der Gleitflüge.....	61
Tab 4.8	Aufzeichnungen während der Überziehmanöver	62
Tab 4.9	Leistung, Verbrauch und Betriebszahlen des Hirth Motors HM 504.....	63
Tab 4.10	Weg – Zeit – Daten der durchgef. Startläufe.....	64
Tab 4.11	Messdaten der Phygoide mit losem Ruder	66
Tab 4.12	Messdaten der Phygoide mit festem Ruder.....	67
Tab 4.13	Aufzeichnungen zu den Versuchen zur Spiralstabilität.....	68
Tab 5.1	Korrekturwerte für den statischen Druckfehler der Höhenmesseranzeige.....	69
Tab 5.2	Ermittlung der reduzierten Grundgeschwindigkeit	70
Tab 5.3	x - und y – Komponenten der GS_{red} – Vektoren.....	71
Tab 5.4	Radien und Mittelpunktskoordinaten.....	72
Tab 5.5	Werte für die kalibrierte Geschwindigkeit	73
Tab 5.6	Umrechnung von angezeigter in kalibrierte Geschwindigkeit	74
Tab 5.7	angezeigte und gemessene Motordrehzahl	75
Tab 5.8	Werte $n = f(v/n)$	77
Tab 5.9	Wertepaare $n_{erf} = f(v/n)$ aus Bild 5.1	79
Tab 5.10	Wertepaare $n_{erf} = f(v/n)$ für Dichtehöhe Null und Masse 850 kg.....	79
Tab 5.11	$n_{erf} = f(v/n)$ aus Bild 5.2.....	81
Tab 5.12	$n_{verf} = f(v/n)$	82
Tab 5.13	$n_{verf} = f(v/n)$	83
Tab 5.14	$n_{verf0} = f(v/n)$	83
Tab 5.15	Reduktion der gemessenen Steiggeschwindigkeiten.....	85
Tab 5.16	Korrektur der im Versuch gemessenen Sinkgeschwindigkeiten.....	87
Tab 5.17	geometrische Daten des Propellers.....	89
Tab 5.18	Bestimmung von $c_{a\ max}$	91
Tab 5.19	Überziehggeschwindigkeiten	92
Tab 6.1	Umrechnung von angezeigter in kalibrierte Geschwindigkeit.....	93
Tab 6.2	Überziehggeschwindigkeiten für verschiedene Konfigurationen und Massen	95
Tab 6.3	Bestimmung der Abhebegeschwindigkeit.....	96
Tab 6.4	Mittelwerte	97
Tab 6.5	korrigierte Startlauf- und Startstrecken	99
Tab 6.6	Startlauf- und Startstrecken bei Windstille.....	99
Tab 6.7	Startlauf- und Startstrecken für Dichtehöhe Null und Klappenstellung 0.....	101

Tab 6.8	Startlauf- und Startstrecken für Dichtehöhe Null und Klappenstellung 1	101
Tab 6.9	Daten zur Bestimmung des Propellerwirkungsgrades.....	103
Tab 6.10	Wirkungsgrad des Propellers.....	105
Tab 6.11	wahre Eigengeschwindigkeiten [km/h] für bestes Gleiten.....	108
Tab 6.12	angezeigte Geschwindigkeiten [km/h] für bestes Gleiten.....	108
Tab 6.13	wahre Eigengeschwindigkeiten [km/h] für geringstes Sinken.....	109
Tab 6.14	angezeigte Geschwindigkeiten [km/h] für geringstes Sinken.....	109
Tab 6.15	Gleitflugreichweite.....	111
Tab 6.16	Reisegeschwindigkeit bei 2300 min ⁻¹	112
Tab 6.17	Reisegeschwindigkeit bei 2100 min ⁻¹	112
Tab 7.1	Frequenz und Dämpfung der Phygoide.....	121
Tab 8.1	angezeigte Geschwindigkeit für den Start	123
Tab 8.2	angezeigte Geschwindigkeit für den Start.....	123
Tab 8.3	Bestimmung der Dichtehöhe [ft] in Abhängigkeit der Höhe des Startplatzes und der Lufttemperatur.....	123
Tab 8.4	erforderliche Startstrecke [m] bis 15 m Höhe in Abhängigkeit der Dichtehöhe und Abflugmasse Spreizklappe Stellung 0.....	124
Tab 8.5	erforderliche Startstrecke [m] bis 15 m Höhe in Abhängigkeit von Dichtehöhe und Abflugmasse Spreizklappe Stellung 1.....	124
Tab 8.6	Bestimmung der Dichtehöhe	127
Tab 8.7	Reisegeschwindigkeit bei 2100 min ⁻¹	128
Tab 8.8	Reisegeschwindigkeit bei 2300 min ⁻¹	128
Tab 8.9	Reichweiten.....	130
Tab 8.10	angezeigte Geschwindigkeit [km/h] für geringstes Sinken.....	131
Tab 8.11	angezeigte Geschwindigkeit [km/h] für bestes Gleiten.....	131
Tab 8.12	Anfluggeschwindigkeiten [km/h].....	132

Liste der Symbole

c	Beiwert
D	horizontale Distanz
e	aerodynamischer Gütefaktor
F	Schub
g	Erdbeschleunigung
H	Höhe
M	Machsche Zahl, Drehmoment
m	Masse
n	Drehzahl des Motors, Lastvielfaches
NN	Normal Null (Meesresspiegel)
P	Leistung
p	statischer Druck der Atmosphäre
R	Gaskonstante der Luft
r	Radius
s	Weg
S	Flügelfläche
T	Temperatur
t	Zeit
W	Widerstand
w	vertikale Geschwindigkeit
v	Geschwindigkeit

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel
γ	Bahnwinkel
η	Wirkungsgrad
φ	Hängewinkel
λ	Flügelstreckung, Fortschrittsgrad, Dämpfung
ν	Leistungskoeffizient
ρ	Luftdichte
ω	Kreisfrequenz

Indizes

<i>a</i>	<i>Auftrieb, Anfangsbedingung</i>
<i>cal</i>	<i>kalibriert, nach experimentell gefundenen Korrekturwerten</i>
<i>CAS</i>	<i>calibrated airspeed kalibrierte Geschwindigkeit</i>
<i>e</i>	<i>Endbedingung</i>
<i>eff</i>	<i>effektiv</i>
<i>erf</i>	<i>erforderlich</i>
<i>H</i>	<i>Zustandsgrösse in einer Höhe</i>
<i>IAS</i>	<i>indicated airspeed angezeigte Geschwindigkeit</i>
<i>ISA</i>	<i>Zustandsgrösse in der Standardatmosphäre</i>
<i>korr</i>	<i>korrigiert</i>
<i>M</i>	<i>gemittelte Grösse</i>
<i>p</i>	<i>Propeller</i>
<i>red</i>	<i>reduzierte Werte</i>
<i>s</i>	<i>Standardbedingung</i>
<i>TAS</i>	<i>true airspeed wahre Eigengeschwindigkeit</i>
<i>TO</i>	<i>Bedingung beim Start</i>
<i>verf</i>	<i>verfügbar</i>
<i>w</i>	<i>mit Windeinfluss</i>
<i>0</i>	<i>in Höhe Null der Standardatmosphäre, bei Massen für 850 kg</i>
<i>1</i>	<i>im Zustand 1</i>
<i>2</i>	<i>im Zustand 2</i>

Liste der Abkürzungen

DH	Dichtehöhe
DLBS	Deutsche Lufthansa Berlin - Stiftung
DLH	Deutsche Lufthansa
FAI	Fédération Avionique International
GS	Geschwindigkeit über Grund (ground speed)
ICAO	International Civil Aviation Organisation
NN	Normal Null
rw	rechtweisend, bezogen auf geographisch Nord
UTC	Universal Time Coordinated

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Bodentriebwerk

Triebwerk, das seine Nennleistung nur in Höhe Null der Standardatmosphäre erbringen kann.
(Nach **Wedrow,1959**)

Böengeschwindigkeit

Bemessungsgeschwindigkeit für starke Böen.
(**Thomas,1996**)

Bügelkanten

Trimmbleche an den Querrudern, die nur am Boden einstellbar sind.

Dichtehöhe

Höhe in der Standardatmosphäre, in der eine gegebene Dichte herrscht.

drag – break – down – Verfahren

Verfahren zur Abschätzung des Strömungswiderstandes einzelner Bauteile oder eines kompletten Flugzeuges.
(Nach **Smith**)

Druckhöhe

Höhe in der Standardatmosphäre, in der ein gegebener Druck herrscht.

fester Propeller

Luftschaube, deren Blatteinstellwinkel nicht veränderbar ist.

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**)

Fortschrittsgrad

Verhältnis von Fluggeschwindigkeit zu Umfangsgeschwindigkeit am Propeller. Analogon zum Anstellwinkel bei gewöhnlichen Flügeln.
(Nach **Dubs, 1966**)

Gesamtdruckfehler

Er hat seine Ursache im Anbringungsort des Pitot- oder Prandtlrohres. Herrscht dort eine nicht störungsfreie Strömung, so wird der gemessene Staudruck verfälscht.

(Thomas,1996)

Gleitflughöhe

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

Grundgeschwindigkeit

Geschwindigkeit, die das Flugzeug über Grund zurücklegt.

Hängewinkel

Winkel zwischen der Querachse des Flugzeuges und der Horizontalebene.

loses Ruder

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

(Nach Kermode,1972)

Manöver

Übergang von einem stabilisierten Flugzustand in einen anderen.

Phygoide

Eine sinusförmige Flugbahn, die durch nach Störung des Gleichgewichtes durch Höhensteuerbetätigung entsteht.

(Nach Kermode,1972)

Polare

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

(Dubs, 1966)

Rollbewegung

Drehung des Flugzeuges um seine Längsachse.

Sägezahnflüge

Serie von stationären Steigflügen, bei verschiedenen Geschwindigkeiten nach Fahrtmesseranzeige mit Vollgas um eine mittlere Höhe.

(Nach Wedrow,1959)

Spiralbewegung

Kurvenflug des Flugzeuges, bei dem der Kurvenradius zunehmend kleiner wird, und die Abwärtsgeschwindigkeit ansteigt. Führt ohne Eingreifen des Piloten zum Spiralsturz.

Stabilität

Eigenschaft des Flugzeuges, nach einer äusseren Störung in den Ausgangsflugzustand zurückzukehren.

Startlaufstrecke

horizontale Strecke vom Beginn des Startlaufes bis zum Abheben des Flugzeuges.

Startstrecke

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

statischer Druckfehler

Er wird durch den Abnahmeort des statischen Druckes verursacht, da es sehr schwierig ist, an einem umströmten Luftfahrzeug eine Stelle zu finden, an der in allen Flugzuständen und Konfigurationen ein statischer Druck abgenommen werden kann, der dem ungestörten statischen Druck weitgehend entspricht.

(Thomas,1996)

Taumelschwingung

Schwingung um die Hochachse des Flugzeuges.

Überziehggeschwindigkeit

Geschwindigkeit des Flugzeuges, bei der durch Ziehen am Steuerknüppel ein so hoher Anstellwinkel erreicht wird, dass die Luftströmung sich von der Oberseite der Tragfläche abzulösen beginnt.

V IAS

am Fahrtmesser angezeigte Geschwindigkeit. Sie wird anhand des Fahrtmessers oder am Ende einer Messkette aus dem fehlerbehafteten Staudruck ermittelt.

(Thomas,1996)

V CAS

Eichgeschwindigkeit (auch berichtigte Geschwindigkeit)

Sie entspricht der angezeigten Geschwindigkeit nach Berichtigung des Positionsfehlers.

(Thomas,1996)

V EAS

äquivalente Geschwindigkeit

Die äquivalente Geschwindigkeit erhält man aus der Eichgeschwindigkeit nach Korrektur des Kompressibilitätsfehlers.

(Thomas,1996)

V TAS

wahre Eigengeschwindigkeit

Sie ist das Resultat aus der äquivalenten Geschwindigkeit nach der Korrektur des höhenabhängigen Dichteunterschiedes.

(Thomas,1996)

Windscherungseffekte

Änderung der Tragflächenanströmung durch kurzfristige Änderung der Horizontal- oder Vertikalbewegungen der umgebenden Atmosphäre.

zulässiger Betriebsbereich

wird bestimmt durch die zulässigen Geschwindigkeiten, Flughöhen und Lastvielfachen.

1 Einleitung

1.1 Motivation

Die Deutsche Lufthansa Berlin – Stiftung betreibt seit dem Sommer 1996 die Arado Ar 79 B mit dem Zulassungskennzeichen D – EMVT gemäss ihrer Satzung. Das Flugzeug befindet sich im Besitz des Museums für Verkehr und Technik, Berlin und soll nach baulichen Maßnahmen des Museums am Ende der Flugsaison 2001 dort als Ausstellungsstück der interessierten Öffentlichkeit gezeigt und von diesem Zeitpunkt an nicht mehr geflogen werden.

Die Satzung der DLBS schreibt vor, historisches, ziviles Fluggerät zu erwerben, zu restaurieren und soweit möglich im Fluge vorzuführen. Allen auf der Arado eingesetzten Piloten sind dabei die ausgesprochen angenehmen Flugeigenschaften und die z.T. guten Flugleistungen aufgefallen. Lediglich die Leistungen im Steigflug mit geringer Geschwindigkeit wurden übereinstimmend als nur mässig bezeichnet.

1.2 Begriffsdefinitionen

Flugleistungen

Der Begriff **Flugleistungen** umfaßt verschiedenartige Größen, die die Leistungsfähigkeit eines Flugzeuges in den verschiedenen Flugphasen kennzeichnen. Diese Größen beschreiben, in welcher Zeit und mit welchem Aufwand definierte Entfernungen in vertikaler und horizontaler Richtung zurückgelegt werden können. Bei der Beschreibung von Flugleistungen ist es ausreichend und zulässig, das Flugzeug als Massepunkt anzusehen.

Flugeigenschaften

Die **Flugeigenschaften** beschreiben, mit welcher Leichtigkeit und Genauigkeit Manöver¹ innerhalb des zulässigen Betriebsbereiches² von einem durchschnittlichen Piloten ausgeführt werden können, ohne strukturelle Grenzwerte zu überschreiten. Dabei sollten die Reaktionen des Flugzeuges auf Steuerkommandos für den Piloten vorhersehbar sein. Ebenso gehören die Grade der Stabilität³ um die Längs-, Quer- und Hochachse eines Flugzeuges zu den Flugeigenschaften.

^{1,2,3} Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

1.3 Ziel der Arbeit

Diese Arbeit soll untersuchen, inwieweit die von den Piloten geäußerten Vermutungen zutreffen und die gemachten, qualitativen Beobachtungen quantifizieren.

Die dazu notwendigen Flugversuche sollen mit möglichst geringem technischen Aufwand durchgeführt werden, dennoch aber die gestellten und sich im Rahmen weiterführender Betrachtungen evtl. noch ergebenden Fragen mit hinreichender Genauigkeit beantworten können.

Dazu ist es notwendig, Daten in einem Umfang zu erfliegen, der es erlaubt,

- aktuelle Messwerte zu korrigieren,
- sie auf die Bedingungen der Standardatmosphäre und verschiedener Einsatzmassen umzurechnen und
- auf nicht erflogene, aber zulässige Bereiche anzuwenden.

Die dabei ermittelten Ergebnisse sollen es nach ihrem Umfang und ihrer Qualität erlauben, Leistungen und Eigenschaften des Flugzeuges normgerecht zu beschreiben.

Darüberhinaus soll ein dem Abschnitt „Flugleistungen“ eines Flughandbuches möglichst entsprechender Teil geschaffen werden, der einem Piloten die Informationen liefert, die er zu einer sicheren und ordnungsgemäßen Planung und Durchführung von Flügen benötigt.

Nach der endgültigen Außerdienststellung des Flugzeuges soll ein Vergleich mit jüngeren und zukünftigen Modellen möglich sein, um erzielte oder notwendige Fortschritte im Leichtflugzeugbau zu identifizieren.

Letztlich soll künftigen Generationen von Piloten und Ingenieuren vermittelt werden können, welche Leistungen die Flugzeugindustrie knapp 50 Jahre nach den ersten Menschenflügen Otto Lilienthals zu erbringen in der Lage war.

1.4 Aufbau der Arbeit

- der Aufbau der Arbeit folgt dem zeitlichen Ablauf und der durch die gestellte Aufgabe bedingten Reihenfolge der Gewinnung und Verwendung der Daten.

Abschnitt 2 beschreibt das Flugzeugmuster Arado Ar 79 B

Abschnitt 3 behandelt die Versuchsmethoden, die zur Anwendung kommen und liefert, soweit erforderlich, die theoretischen Grundlagen,

Abschnitt 4 enthält die Wiedergaben der Messprotokolle und wertet die gewonnenen Daten aus,

Abschnitt 5 reduziert die aufgenommenen und kalibrierten Messwerte auf die Bedingungen der Standardatmosphäre und einer vorher bestimmten Normmasse des Flugzeuges,

Abschnitt 6 ermittelt die nach der Aufgabenstellung gesuchten Flugleistungen,

Abschnitt 7 beschreibt die vorher ausgewählten Flugeigenschaften,

Abschnitt 8 stellt die bisher gefundenen Ergebnisse in einer Form dar, die dem Abschnitt „Flugleistungen“ eines Flughandbuches gleicht,

Abschnitt 9 fasst die Ergebnisse zusammen und bewertet sie.

Abschnitt 10 Schlussbemerkung

Anhang A zeigt Bilder der Arado Ar 79 B

Anhang B enthält Auschnitte aus der ICAO – Luftfahrtkarte 1 : 500 000, aus topographischen Karten und Flugplatzkarten aus dem Luftfahrthandbuch Deutschland,

Anhang B beschreibt kurz die verwendeten Messgeräte,

Anhang C enthält Digramme in Ergänzung zu Abschnitt 6

2 Beschreibung des Flugzeugmusters

Arado Ar 79 B

Das Landflugzeug Ar 79 B ist als freitragender Tiefdecker mit Spornradfahrwerk ausgeführt. Als Baustoffe wurden Metall, Holz und Bespannstoff verwendet.

2.1 Hauptdaten

Abmessungen und Flächeninhalte

Spannweite.....	10 m
Länge.....	7,60 m
Höhe.....	2,10 m
Radspur.....	2,00 m
Flügel	einschließlich Querruder, Spreizklappe und Rumpfteil.....
	14,0 m ²
	Wurzeltiefe.....
	1,70 m
	mittlere Flügeltiefe.....
	1,50 m
	Endtiefe.....
	1,00 m
	V – Form.....
	5°
	Pfeilstellung.....
	0°
	Flügelstreckung.....
	7,14
	Trapezverhältnis.....
	1,70
Höhenleitwerk	Spannweite.....
	3 m
	Ruder.....
	0,96 m ²
	Flosse.....
	1,48 m ²
	gesamt.....
	2,44 m ²
Seitenleitwerk	Ruder.....
	0,65 m ²
	Flosse.....
	0,47 m ²
	gesamt.....
	1,12 m ²

Baustoffe

Tragwerk.....	Holzgerippe, beplankt und stoffbespannt
Rumpfwerk.....	Stahlrohrgerüst und Elektronschale
Leitwerk.....	Aluminiumgerippe, beplankt und stoffbespannt

Massen

max. Startmasse.....	850 kg
max. Landemassee.....	830 kg
Maximalmassee ohne Kraftstoff.....	780 kg
max. Zuladung im Gepäckraum.....	20 kg

zulässige Belastungen

Kunstflug und beabsichtigtes Trudeln sind nicht erlaubt

zul. Lastvielfache	Klappen eingefahren.....	+3,8 ÷ -1,5 g
	Klappen eingefahren.....	+2,0 ÷ 0 g

Geschwindigkeiten	Manövergeschwindigkeit.....	180 km/h
	max. Geschwindigkeit mit Klappen > 0°.....	160 km/h
	höchstzul. Geschwindigkeit.....	300 km/h
	max. Bemessungsreisegeschwindigkeit.....	230 km/h
	Böengeschwindigkeit ⁴	180 km/h
	max. Geschwindigkeit für Fahrwerkfahren.....	130 km/h
	max. Geschwindigkeit mit ausgef. Fahrwerk.....	160 km/h

Temperaturgrenzen für den Betrieb.....-15°C ÷ +45°C

max. demonstrierte Seitenwindkomponente.....15 kts

(DLBS,1997, S.9 – 12)

⁴ Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

2.2 Baubeschreibung

Zelle

Der vordere Teil des Rumpfes ist bis hinter die beiden nebeneinanderliegenden Sitze als Stahlrohrfachwerk, der rückwärtige in Schalenbauweise aus Elektron ausgeführt.

Die Tragflächen bestehen aus einem Holm mit angeschlossener Torsionsnase. Die Rippen sind aus Holz gefertigt, der Tragflügel ist mit Sperrholz beplankt, bzw. mit Stoff bespannt. Die Seiten- und Höhenleitwerksflossen sind in Ganzmetallbauweise hergestellt, die Ruder bestehen aus stoffbespannten Leichtmetallgerüsten. Quer- und Seitenruder sind durch Bügelkanten⁵ am Boden, das Höhenruder durch eine Trimmklappe im Fluge trimmbar. Als Hochauftriebshilfe dient eine unter dem Rumpf durchgeführte Spreizklappe.

Das Fahrwerk ist einziehbar und wird mittels eines Handgriffes zwischen den Sitzen betätigt. Die Räder werden hydraulisch gebremst.

Triebwerk

In das Flugzeug ist ein Hirth – Flugmotor HM 500 A eingebaut, es handelt sich dabei um einen hängenden, luftgekühlten Vierzylinder – Reihenmotor.

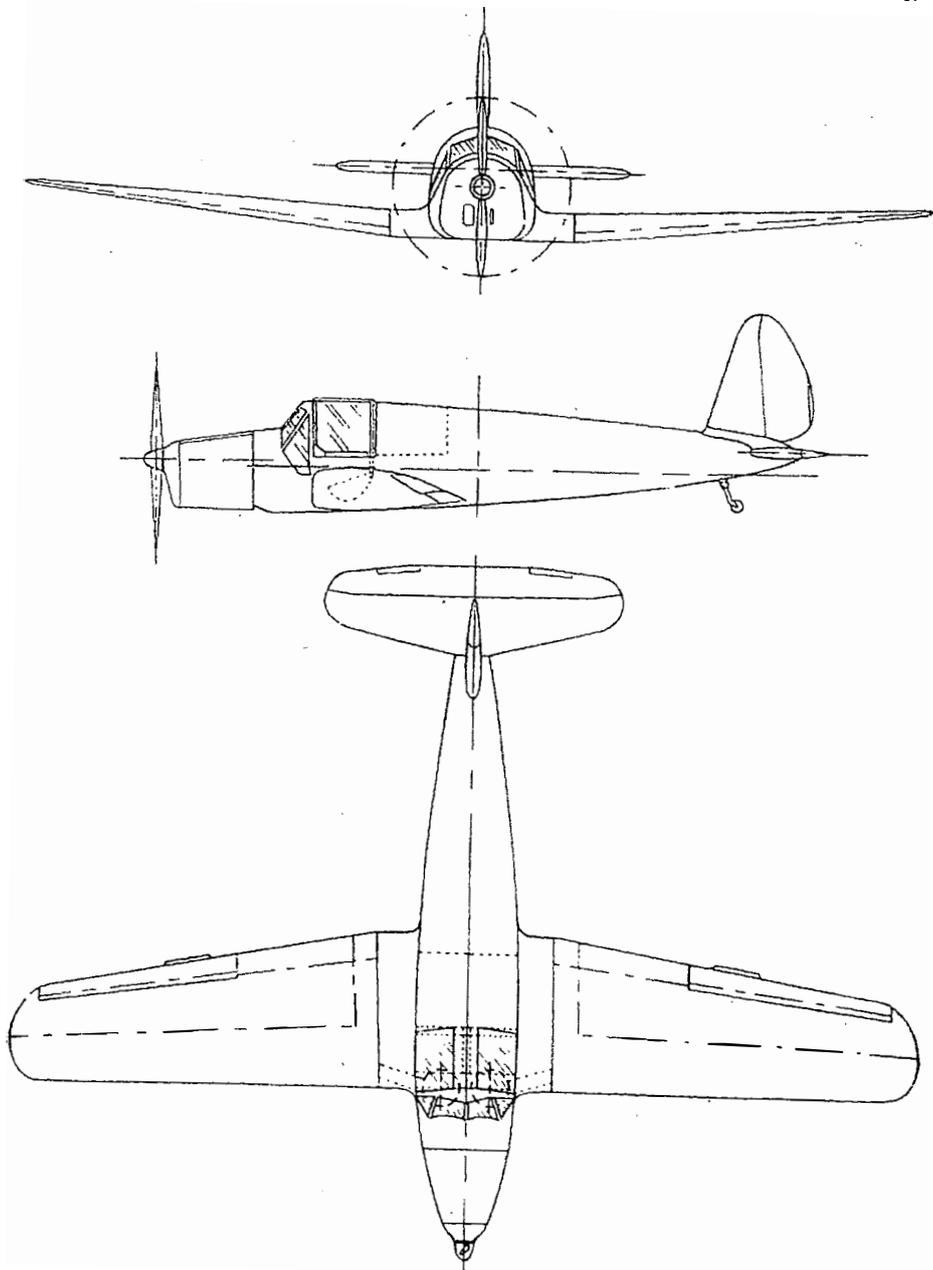
Der Hubraum des Motors beträgt $3\,984\text{ cm}^3$, seine Höchstleistung 105 PS (77,3 kW). Es liegt als Originalunterlage ein Diagramm $P = f(n)$ vor.

(DLBS,1997, S.15 – 19)

⁵ Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

2.3 Dreiseitenansicht

Ar 79



ARADO FLUGZEUGWERKE GMBH

Bild 2.1 dreiseitenansicht Arado Ar 79 B
(DLBS,1997, S.44)

2.4 Historie

Die Arado Ar 79 ist nach Kenntnis des Verfassers das letzte zivile Modell aus der Produktion dieses Herstellers aus Brandenburg, die D – EMVT das letzte flugfähig erhaltene Exemplar.

Mehrere internationale, durch die FAI anerkannte Geschwindigkeitsrekorde unterstreichen die hohe Leistungsfähigkeit dieses Musters (**Schneider,1939/40**) :

- Juli 1938 : 1000 km mit 229,040 km/h
- Juli 1938 : 2000 km mit 227,029 km/h
- Juli 1938 : 1.Platz im A - Rennen und
2. Platz im B – Rennen beim
Internationalen Luftrennen in Frankfurt /M.
- Dezember 1938 : Langstreckenrekord von Bengasi (Lybien) nach
Gaya (Indien) über 6303,840 km

3 Beschreibung der angewandten Flugversuchsmethoden

3.1 Höhenmesserkalibrierung

Die Kalibrierung des Höhenmessers dient der Bestimmung des statischen Druckfehlers⁶ der Höhenmesseranzeige. Dieser entsteht dadurch, dass der zur Messung der Höhe herangezogene statische Luftdruck am Ort der Entnahme durch die Umströmung des Flugzeuges nicht dem der ungestörten Strömung entspricht. Wegen der Veränderung des Strömungsfeldes um das Flugzeug und somit um den Meßort bei einer Änderung des Anstellwinkels und damit der Fluggeschwindigkeit ist der auftretende Fehler geschwindigkeitsabhängig.

Die Kalibrierung wurde am Flughafen Lübeck – Blankensee (**Anhang A**) mit Hilfe eines Theodoliten vorgenommen.

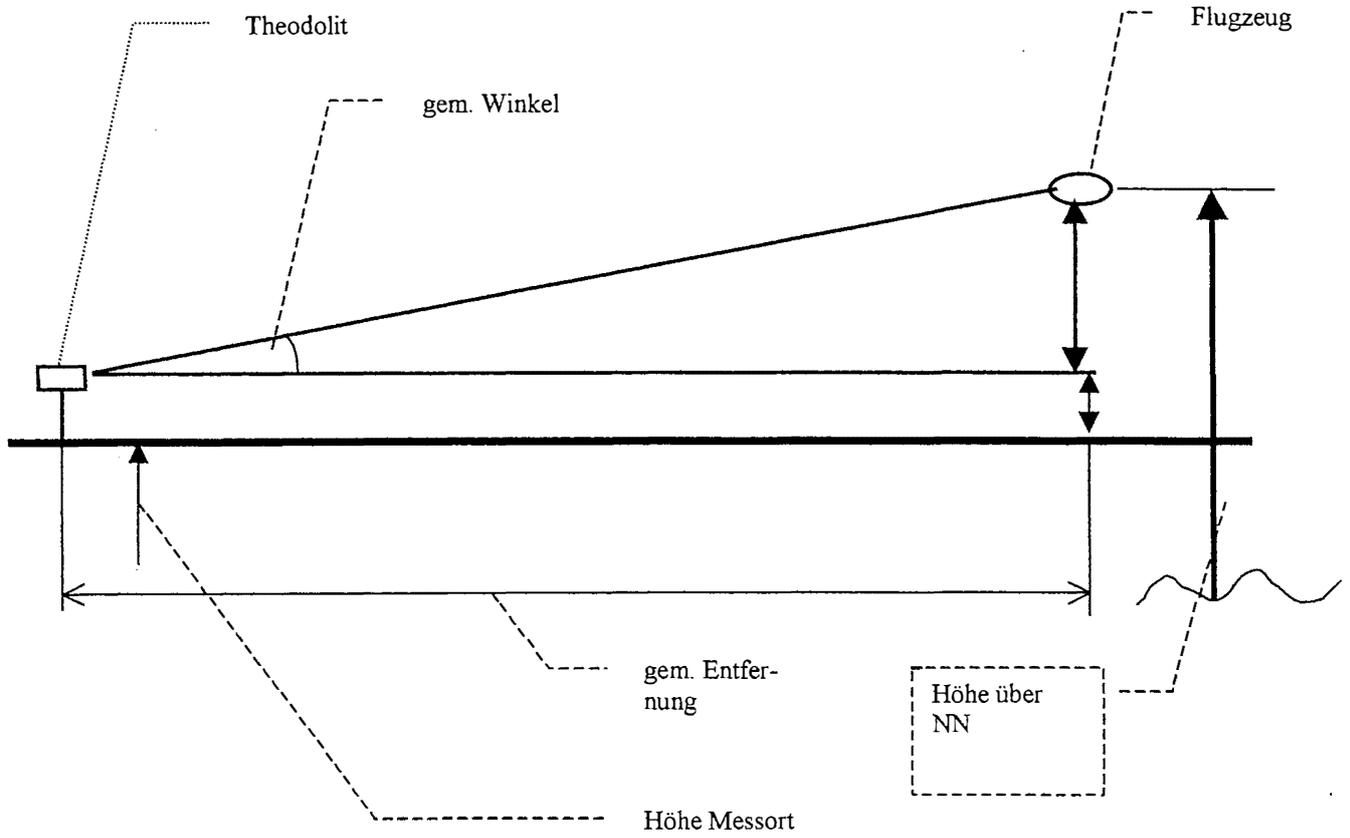
Versuchsaufbau :

Der Theodolit, der von einem Vermessungsingenieur bedient wurde, stand am Ende der Graslandebahn 07 (**Anhang A**) auf einem in seiner Höhe über NN definierten Punkt, so dass die mit konstanter angezeigter Höhe und Geschwindigkeit anfliegende Maschine permanent verfolgt werden konnte, wozu der Theodolit nachgeführt werden musste. Auf das Funksignal eines seitlich stehenden Beobachters hin wurde beim Überfliegen einer Linie exakt 300 m vor dem Theodoliten der Winkel zur Horizontalen abgelesen. Mit diesem Winkel konnte, ausgehend von der exakten, bekannten Höhe des Theodoliten die Höhe des Flugzeuges über NN berechnet werden.

Somit ist ein Vergleich zwischen angezeigter und tatsächlicher Höhe des Flugzeuges möglich, und eine Tabelle „Positionsfehlers der Höhenmesseranzeige als Funktion der Fluggeschwindigkeit“ kann erstellt und für die weiteren Versuche verwendet werden.

⁶ Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

Skizze :

**Bild 3.1** Messung der wahren Höhe mit Theodolit

3.2 Fahrtmesserkalibrierung

Die Kalibrierung des Fahrtmessers dient der Bestimmung des statischen und des Gesamtdruckfehlers⁷ der Fahrtmesseranzeige. Diese entstehen dadurch, dass der zur Messung der Fahrt herangezogene statische und der Gesamtdruck am Ort der Entnahme durch die Umströmung des Flugzeuges nicht denen der ungestörten Strömung entsprechen. Wegen der Veränderung des Strömungsfeldes um das Flugzeug und damit um die Meßorte bei einer Änderung des Anstellwinkels und damit der Fluggeschwindigkeit ist der auftretende Fehler geschwindigkeitsabhängig.

Der Kompressibilitätseinfluss der Luft wird bei der Berechnung der wahren Eigengeschwindigkeit in dieser Arbeit nicht berücksichtigt, da der Staudruckfaktor mit

$$1 + \frac{1}{4} M^2 \quad (3.1)$$

im Bereich der zu erwartenden Geschwindigkeiten von etwa 30 ÷ 60 m/s bei einer Schallgeschwindigkeit von $a = 340$ m/s in geringer Höhe nur Werte von ca. 1,002 ÷ 1,008 erreicht.

Nach

$$v_{eff} = v \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{M^2}{4}}} \quad (3.2)$$

beträgt der Fehler bei der Geschwindigkeitsanzeige aufgrund der Kompressibilität mithin nur 1 ÷ 4 ‰ und ist damit vernachlässigbar klein.

Es kommen somit folgende Korrekturschritte zur Anwendung :

$V_{IAS} \rightarrow$ Kalibrierung $\rightarrow V_{CAS} \rightarrow$ Dichtekorrektur $\rightarrow V_{TAS}$

⁷ Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

Bei der Bestimmung der kalibrierten Geschwindigkeit v_{CAS} wurde folgendermaßen vorgegangen:

Mit einer konstanten angezeigten Geschwindigkeit v_{IAS} wurde über vorher bestimmte Entfernungen in möglichst niedriger Höhe geflogen. Die dafür benötigte Zeit wurde mit einer Stoppuhr ermittelt. Als Landmarken dienten zwei nahezu rechtwinklig zueinander verlaufende Eisenbahnlinien südlich Schwerins (**Anhang A**).

Mittels der Zeitmessung kann für jeden der vier geflogenen Schenkel die Grundgeschwindigkeit bestimmt werden. Mit der nach Höhenmesserkorrektur gefundenen tatsächlichen Druckhöhe⁸ (Höhenmessereinstellung 1013,25 hPa) und der gemessenen Temperatur kann der Dichtefehler bestimmt und eine sog. reduzierte Grundgeschwindigkeit⁹ GS_{red} gebildet werden.

Die vier berechneten reduzierten Grundgeschwindigkeiten werden von einem gemeinsamen Ursprung aus als Vektoren mit der Richtung der geflogenen Kurse über Grund aufgezeichnet. Die Spitzen der Vektoren liegen auf einem Kreis, dessen Radius der kalibrierten Geschwindigkeit v_{CAS} ¹⁰ entspricht. Der Anzeigefehler der Fahrtmessung ergibt sich dann als Differenz der angezeigten und der kalibrierten Geschwindigkeit.

Auf diese Weise ist es möglich, den Einfluß des Windes zu eliminieren. Die Korrektur des Dichtefehlers erfolgt also nicht wie üblich auf die wahre Eigengeschwindigkeit v_{TAS} ¹¹, sondern auf die Grundgeschwindigkeit, da sich ja auch tatsächlich vier verschiedene Grundgeschwindigkeiten ergeben. Durch die Konstruktion des Kreises um die vier Vektorspitzen werden also gleichzeitig Wind- und Dichteeinfluss bestimmt.

Statt eines graphischen kommt ein mathematisches Verfahren bei der Bestimmung der Kreisradien und damit der kalibrierten Geschwindigkeit zur Anwendung. Mittels Taschenrechner wird aus je drei Vektorendpunkten ein Kreismittelpunkt und Radius bestimmt. Die Bildung des arithmetischen Mittels aus den vier so bestimmten Radien kompensiert Ungenauigkeiten aus der Zeitmessung und aus nicht exakt geflogener, konstanter angezeigter Geschwindigkeit.

^{8 9 10 11}

Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

Folgende Skizze erläutert das Prinzip :

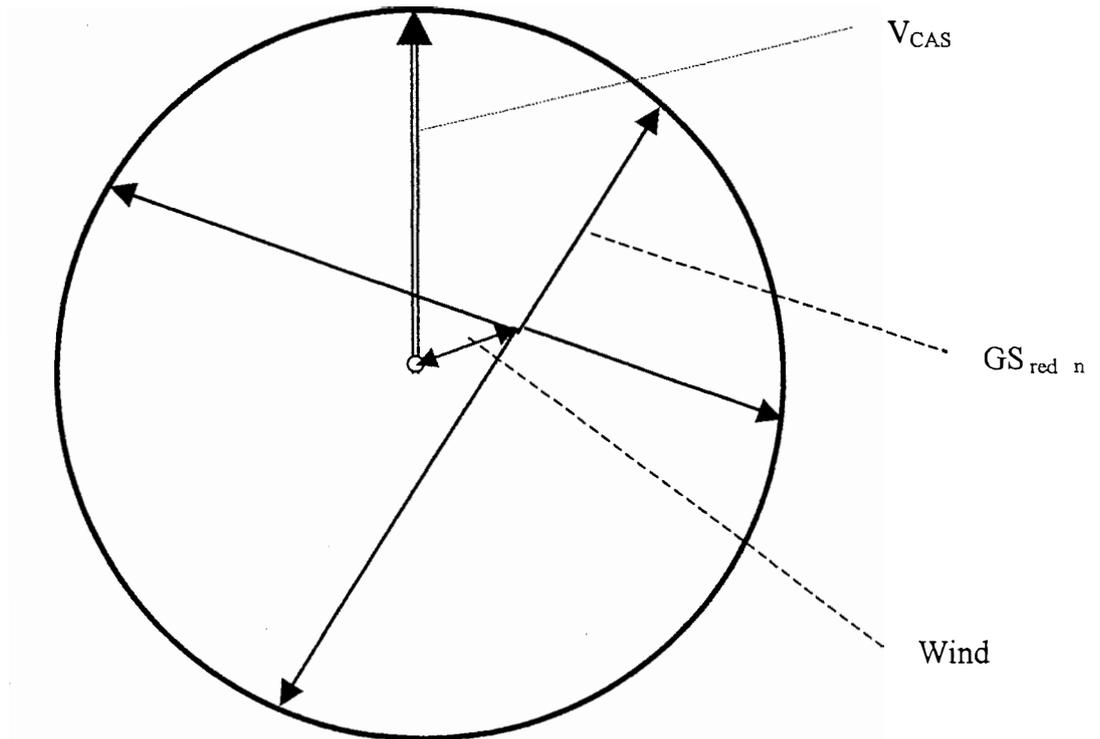


Bild 3.2 Bestimmung der kalibrierten Geschwindigkeit

3.3 Drehzahlmesserkalibrierung

Da bei den Versuchen zur Bestimmung der Horizontalflug- und Vertikalgeschwindigkeiten die Motordrehzahl in verschiedenen Formeln Verwendung findet, war es nötig, die Genauigkeit des bordeigenen Drehzahlmessers zu überprüfen.

Hierzu wurde die angezeigte Drehzahl bei niedrigen Drehzahlen am Boden und bei höheren Drehzahlen im Fluge mit der eines optischen Drehzahlmessers verglichen.

Für das von der Verkehrsfliegerschule der DLH, Bremen entlehene Gerät liegt leider keine Gerätebeschreibung vor. Es zählt, wenn seine optische Achse senkrecht durch die Drehebene des Propellers zeigt, die „vorbeifliegenden“ Blätter und gibt dann wahlweise für zwei- oder dreiblättrige Propeller die Wellendrehzahl an.

3.4 Geschwindigkeit als Funktion der Drehzahl

Zur Bestimmung der erreichbaren Fluggeschwindigkeiten für den Reiseflug bei bestimmten Motordrehzahlen und für die erzielbaren Höchstgeschwindigkeiten unter verschiedenen Einsatzbedingungen (Dichtehöhe, Flugzeugmasse) eignet sich die Drehzahlmethode für Flugzeuge mit Bodentriebwerk¹² und fester Schraube¹³ (Wedrow, 1959).

Sie beruht auf folgendem Prinzip: Im stabilisierten Horizontalflug unter gegebenen Bedingungen wird nach einer Zeit der Stabilisierung für jede Motordrehzahl eine bestimmte Fluggeschwindigkeit erreicht, so dass sich eine Tabelle der für eine bestimmte Fluggeschwindigkeit unter den Bedingungen erforderlichen Drehzahl erstellen läßt. Diese Tabelle kann nach einem noch zu erläuternden Verfahren für definierte Bedingungen umgerechnet werden, z.B. für Dichtehöhe¹⁴ Null und max. zulässiges Abfluggewicht.

Im stabilisierten Steigflug mit konstanter Fluggeschwindigkeit bei voll geöffneter Drosselklappe erreicht das Triebwerk eine zur der Geschwindigkeit gehörende verfügbare Drehzahl. Diese lässt sich ebenfalls auf andere, definierte Bedingungen umrechnen.

¹² ¹³ ¹⁴

Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

Stehen die Kurven der erforderlichen und der verfügbaren Drehzahlen über der Geschwindigkeit für jeweils gleiche Bedingungen zur Verfügung, so kann aus dem Schnittpunkt der beiden Kurven die für diese Bedingungen erreichbare Höchstgeschwindigkeit ermittelt werden. Ferner kann aus der Kurve der erforderlichen Drehzahlen die Fluggeschwindigkeit für verschiedene Drosselklappenstellungen entnommen werden.

Die für die Reduzierung der Kurven der erforderlichen Drehzahlen anzuwendenden Formeln ergeben sich aus der Betrachtung ähnlicher Flugzustände. Ähnliche Flugzustände meint hier Flüge mit gleichen Auftriebsbeiwert c_a . Damit werden die Einflüsse verschiedener Flugzeugmassen und Luftdichten erfasst.

$$c_a = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v^2 \cdot S} \quad (3.3)$$

Dieselbe Gleichung nach v aufgelöst lautet :

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_a \cdot S}} \quad (3.4)$$

Multipliziert man die linke Seite mit

$$\frac{n}{n}$$

ergibt sich

$$\frac{v \cdot n}{n} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_a \cdot S}} \quad (3.5)$$

und für den Flug in Dichtehöhe 0 m bei Flugzeugmasse $m_0 = 850 \text{ kg}$:

(3.6)

Bezeichnet man die Drehzahl n im Nenner der linken Seite als erforderliche Drehzahl n_{erf} und teilt die Formeln (3.5) und (3.6) durcheinander, so erhält man folgenden Ausdruck :

$$\frac{n_{\text{erf}_0}}{n} =$$

(3.7)

Nach Kürzen ergibt sich

$$\frac{n_{\text{erf}_0}}{n_{\text{erf}}} = \sqrt{\frac{m_0}{m} \cdot \frac{\rho}{\rho_0}}$$

(3.8)

Durch Umstellen erhält man die Formel zur Bestimmung der erforderlichen Drehzahlen in Dichtehöhe 0 m bei max. Abfluggewicht zu

$$\frac{850}{m} \cdot \frac{\rho}{1,225}$$

(3.9)

und zur Bestimmung der erforderlichen Drehzahl in einer beliebigen Dichtehöhe bei beliebiger Masse zu

$$n_{\text{erf}} = n_{\text{erf}_0} \cdot \sqrt{\frac{m}{850} \cdot \frac{1,225}{\rho}} \quad (3.10)$$

Mit den Formeln (3.9) und (3.10) ist es somit möglich, eine unter beliebigen Bedingungen der Dichtehöhe und Flugzeugmasse erfolgte Kurve $n_{\text{erf}} = f(v/n)$ zunächst auf die Verhältnisse in Dichtehöhe 0 m umzurechnen und anschließend auf beliebige Bedingungen zu transformieren.

Die für die Reduzierung der Kurven der verfügbaren Drehzahlen anzuwendenden Formeln ergeben sich ebenfalls aus der Betrachtung ähnlicher Flugzustände. Ähnliche Flugzustände meint hier jedoch ähnliche Fortschrittsgrade¹⁴ des Propellerblattes. Damit werden die Einflüsse verschiedener Luftdichten erfasst, die Masse des Flugzeuges hat keinen Einfluß auf die bei voll geöffneter Drossel erreichbare Motordrehzahl.

Die verfügbaren Drehzahlen werden ebenfalls über v/n betrachtet. Gleiches Verhältnis v/n bedeutet nach der Formel für den Fortschrittsgrad

$$\lambda = \frac{v \cdot 60}{\pi \cdot D \cdot n} \quad (3.11)$$

gleichen Fortschrittsgrad, damit gleichen Anstellwinkel α und gleichen Auftriebsbeiwert c_a . Somit ist der der Widerstandsbeiwert des Propeller“flügels“ konstant.

Für den Widerstand eines Flügels gilt :

$$W = c_w \cdot \frac{\rho}{2} v^2 \cdot S \quad (3.12)$$

nach v aufgelöst ergibt sich :

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot c_w \cdot S}} \quad (3.13)$$

¹⁴ Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

Für ein rotierendes Propellerblatt gilt analog :

$$r \cdot \omega = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot c_w \cdot S}}$$
(3.14)

Der Widerstand des Propellerblattes (mit einem Hebelarm zur Drehachse) wird durch das Drehmoment des Motors überwunden, bzw. bei konstanter Drehzahl im Gleichgewicht gehalten.

Für Drehbewegungen gilt :

$$P = M \cdot \omega$$
(3.15)

bzw.

$$M = \frac{P}{\omega}$$
(3.16)

mit $\omega = 2 \pi n$ und $W = M$ wird daraus

$$r \cdot 2\pi \cdot n = \sqrt{\frac{2 \cdot \frac{P}{\omega}}{\rho \cdot c_w \cdot S}}$$
(3.17)

Die Leistung für ein Bodentriebwerk nimmt nach (Wedrow, 1959, S.232) mit der Dichtehöhe um den Faktor ν ab.

$$\nu = 0,000186 \cdot \frac{P_H}{\sqrt{T_H}} - 0,11K [-]$$
(3.18)

Somit gilt für alle Dichtehöhen :

$$r \cdot 2\pi \cdot n = \sqrt{\frac{2 \cdot \frac{P \cdot v}{\omega}}{\rho \cdot c_w \cdot S}} \quad (3.19)$$

und für Dichtehöhe 0 m

$$r \cdot 2\pi \cdot n_0 = \sqrt{\frac{2 \cdot \frac{P \cdot v_0}{\omega}}{\rho_0 \cdot c_w \cdot S}} \quad (3.20)$$

Dividiert die Gleichungen (3.19) und (3.20) durcheinander

$$\frac{r \cdot 2\pi \cdot n}{r \cdot 2\pi \cdot n_0} = \sqrt{\frac{\frac{2 \cdot \frac{P \cdot v}{\omega}}{\rho \cdot c_w \cdot S}}{\frac{2 \cdot \frac{P \cdot v_0}{\omega}}{\rho_0 \cdot c_w \cdot S}}}$$

ergibt sich nach Kürzen und Umbenennen von n in n_v

$$\frac{n_v}{n_{v0}} = \sqrt{\frac{\rho_0 \cdot v}{\rho \cdot v_0}}$$

(3.21)

mit $v_0 = 1$ folgt dann

$$n_{v0} = \frac{n_v}{\sqrt{\frac{\rho_0 \cdot v}{\rho}}}$$

Für die Umrechnung von aktuell erflagenen Werten auf Dichtehöhe 0 m gilt dann entsprechend

$$\frac{n_v}{n_{v0}} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho} \cdot v}$$

und für die Berechnung verfügbarer Drehzahlen in beliebiger Dichtehöhe

$$n_v = n_{v0} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho} \cdot v}$$

(3.22)

3.5 Sägezahnflüge

Die Sägezahnflüge¹⁵ dienen der Ermittlung der verfügbaren Drehzahl bei voll geöffneter Drosselklappe und der Ermittlung der Steiggeschwindigkeit als Funktionen der Flugeschwindigkeit.

Sie werden in einem vorher bestimmten Höhenband mit mehreren, vorher festgelegten, angezeigten Geschwindigkeiten auf Kurs und Gegenkurs durchgeführt, um evtl. vorhandene Windscherungseffekte¹⁶ auszugleichen.

Die Zeit, die beim Durchsteigen des festgelegten Höhenintervalls verstreicht, wird mit einer Stoppuhr ermittelt.

Der Höhenmesser des Flugzeuges wird auf die Bezugsdruckfläche 1013,25 hPa eingestellt, so dass die abgelesenen Höhen Druckhöhen sind.

Idealerweise wird die Lufttemperatur in der Mitte des Intervalls abgelesen.

Die Masse des Flugzeuges wird aus der Startmasse und der verbrauchten Kraftstoffmasse ermittelt.

Folgende Korrekturen werden auf die abgelesenen Werte angebracht:

- die angezeigten Höhen werden mit den aus der Höhenmesserkalibrierung gewonnenen Korrekturwerten in tatsächliche Druckhöhen umgewandelt. Für die gefundenen Druckhöhen wird der statische Luftdruck aus Tabellen (**Thomas,1996**) entnommen
- aus statischem Luftdruck und Lufttemperatur wird die Luftdichte berechnet
- die angezeigte Geschwindigkeit v_{IAS} wird mit den aus der Fahrtmesserkalibrierung gewonnenen Korrekturwerten in die kalibrierte Geschwindigkeit v_{CAS} umgewandelt
- die kalibrierte Geschwindigkeit v_{CAS} wird um den Dichtefehler korrigiert, es ergibt sich die wahre Eigengeschwindigkeit v_{TAS}
- das durchstiegene Höhenband wird für die Temperaturabweichung von der Standardatmosphäre korrigiert
- das durchstiegene Höhenband wird für die bei konstant geflogener angezeigter Geschwindigkeit v_{IAS} auftretende Beschleunigung korrigiert

^{15 16} Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

Veränderung der Schichtdicke bei von der Standardatmosphäre abweichender Temperaturverteilung :

$$\Delta H_{ISA} = \Delta H \cdot \frac{T}{T_{ISA}} \quad (3.23)$$

Veränderung des durchstiegenen Höhenintervalls wegen sich bei konstanter angezeigter Geschwindigkeit v_{IAS} ändernder wahrer Eigengeschwindigkeit v_{TAS} .

$$v_{TAS} = v_{IAS} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \quad (3.24)$$

Mit steigender Flughöhe und abnehmender Luftdichte nimmt die wahre Eigengeschwindigkeit v_{TAS} zu.

Aus

$$m \cdot g \cdot \Delta h = \frac{m}{2} (v_2^2 - v_1^2) \quad (3.25)$$

wird

$$\Delta h = \frac{v_2^2 - v_1^2}{2 \cdot g} \quad (3.26)$$

Man erhält die wahre Steiggeschwindigkeit als Funktion der wahren Fluggeschwindigkeit, $w \text{ [m/s]} = f(v)$.

3.6 Gleitflüge

Da in der spärlichen, noch vorhandenen Literatur keine Angaben über aerodynamische Parameter des Flugzeuges vorhanden sind, galt es ein Verfahren zu finden, das die Bestimmung der gesuchten Parameter ermöglicht.

Der Auftriebsbeiwert c_a lässt sich nach

$$c_a = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v^2 \cdot S}$$

bestimmen, wenn Flugzeugmasse, Luftdichte und wahre Eigengeschwindigkeit bekannt sind. Nach der Kalibrierung von Höhen- und Fahrtmesser und mit der aktuellen Temperatur der ruhenden Luft sind diese Größen bestimmbar, so dass der Auftriebsbeiwert z.B. als Funktion der Geschwindigkeit berechnet werden kann.

Der Widerstandsbeiwert c_w kann nach dem sog. drag – break – down – Verfahren¹⁷ abgeschätzt werden. Bei diesem Verfahren ermittelt man die Bezugsflächen von Rumpf, Trag- und Leitwerk, sowie von weiteren Bauteilen wie Fahrwerk, Triebwerksverkleidung, Windschutzscheiben etc. und verwendet typische, in Katalogen zusammengefasste Widerstandsbeiwerte zur Bestimmung des Widerstandes. Der sich durch Addition der Einzelwiderstände als Summe ergebende Widerstand wird mit ebenfalls typischen Faktoren multipliziert, um z.B. den Interferenzwiderstand zu berücksichtigen. Aufgrund vieler Annahmen und Abschätzungen führt dieses Verfahren zu Werten relativ geringer Genauigkeit. Außerdem muss der aerodynamische Gütefaktor e , der bei der Bestimmung des induzierten Widerstandes von Bedeutung ist, nach der Grundrißform des Flügels ebenfalls angenommen werden.

Daher wurde ein anderes, im praktischen Flugversuch durchführbares Verfahren angewendet. Gelingt es, die Motordrehzahl so einzustellen, dass der Propeller keinen Schub und keinen Widerstand erzeugt, kann im stabilisierten Gleitflug der Bahnwinkel γ aus der wahren Eigengeschwindigkeit v_{TAS} und der wahren Sinkgeschwindigkeit w , die analog der wahren Steiggeschwindigkeit bei den Sägezahnflügen ermittelt wird, bestimmt werden.

¹⁷ Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

Der Bahnwinkel γ und die Beiwerte für Auftrieb c_a und Widerstand c_w stehen in folgender Beziehung zueinander (Kutter,1990):

$$\tan \gamma = \frac{c_w}{c_a} \quad (3.27)$$

Aus dem Bahnwinkel γ und dem Auftriebsbeiwert c_a kann also der Widerstandsbeiwert c_w bestimmt werden:

$$c_w = \tan \gamma \cdot c_a \quad (3.28)$$

Der Widerstandsbeiwert setzt sich aus den Anteilen des Nullauftriebswiderstandsbeiwertes c_{w0} und des induzierten Widerstandsbeiwertes c_{wi} zusammen. Der Nullauftriebswiderstandsbeiwert berücksichtigt alle Anteile des Reibungs-, Profil-, Druck- und Interferenzwiderstandes.

Führt man Gleitflüge bei zwei verschiedenen Geschwindigkeiten durch, kann man die Anteile von c_{w0} und c_{wi} nach folgender Methode bestimmen :

Es gilt allgemein

$$c_w = c_{w0} + \frac{c_a^2}{e \cdot \pi \cdot \lambda} \quad (3.29)$$

oder mit

$$k = \frac{1}{e \cdot \pi \cdot \lambda}$$

$$c_w = c_{w0} + k \cdot c_a^2 \quad (3.30)$$

Aus den zwei Gleitflügen lassen sich zwei Gleichungen mit zwei Unbekannten aufstellen :

$$\begin{aligned}c_{w1} &= c_{w01} + k \cdot c_{a1}^2 \\c_{w2} &= c_{w02} + k \cdot c_{a2}^2\end{aligned}\tag{3.31}$$

Durch Einsetzen der errechneten Werte für c_w und c_a und geeignete Subtraktion der beiden Gleichungen lassen sich c_{w0} und k , bzw. e errechnen.

Es erwies sich jedoch als problematisch, die für eine Geschwindigkeit erforderliche Drehzahl des Propellers zu bestimmen, bei der der Propeller weder Schub noch Widerstand erzeugt. Versuche, den Einstellwinkel des Propellerblattes über den Radius zu messen und mit einem typischen Nullauftriebsanstellwinkel von -4° (**Dubs,1966,S.152**) die erforderliche Drehzahl zu berechnen, führten nicht zum gewünschten Erfolg. Im Flugversuch erwiesen sich die Drehzahlen als zu hoch, so dass wegen des Restschubes zu flache Gleitwinkel geflogen wurden.

Daher wurde der Motor für die Gleitflüge abgestellt und der Propeller durch Langsamflug zum Stillstand gebracht.

Die Propellerfläche wurde berechnet und ein für den beim Gleitflug sich ergebenden Anstellwinkel typischer Widerstandsbeiwert gewählt. Der Widerstandsbeiwert des Propellerprofiles wurde entsprechend dem Flächenanteil des Propellerblattes in Relation zur Flügelfläche vom erflogenen Widerstandsbeiwert abgezogen, so dass die aerodynamischen Parameter für die Zelle, also quasi für Null – Schub, bestimmt werden konnten.

Die Versuche wurden über dem Flugplatz Parchim in Mecklenburg (**Anhang A**) durchgeführt, dessen Landebahn 3 000 m Länge aufweist, so dass für den Fall, dass der Motor sich in der Luft nicht wieder starten liesse, ein sicher zu erreichendes Landefeld erreicht werden konnte.

Die Korrektur der tatsächlich vorgefundenen atmosphärischen Bedingungen erfolgt in derselben Weise wie bei den Sägezahnflügen:

3.7 Überziehgeschwindigkeiten

Die Überziehgeschwindigkeiten wurden für vier verschiedene Konfigurationen im Flugversuch bestimmt :

- Spreizklappe und Fahrwerk eingefahren, Triebwerk in Leerlauf
- Spreizklappe in Startstellung, Fahrwerk eingefahren, Triebwerk in Leerlauf
- Spreizklappe in Landstellung, Fahrwerk ausgefahren, Triebwerk in Leerlauf
- Spreizklappe und Fahrwerk eingefahren, Triebwerk auf Vollast

Bei den Versuchen mit Leerlaufleistung wurde zunächst eine angenäherte Überziehgeschwindigkeit in der jeweiligen Konfiguration bestimmt, in dem im Horizontalflug die Drehzahl auf Leerlauf zurückgenommen, und die Flughöhe bis zum fühlbaren Einsetzen des Strömungsablösung gehalten wurde.

Basierend auf dem so gefundenen Wert wurde mit Faktor 1,4 die Trimmgeschwindigkeit¹⁸ in der entsprechenden Konfiguration festgelegt.

Das Flugzeug wurde dann mit Leerlaufleistung bei dieser Trimmgeschwindigkeit ausgetrimmt und ein konstanter Gleitflug eingenommen. Aus diesem stabilisierten Zustand heraus wurde die Längsneigung so erhöht, dass die Fluggeschwindigkeit mit etwa 2 km/h pro Sekunde (FAA AC, 1995, S.507) abnahm. Der Strömungsabriss setzt dann bei positiven Nickwinkeln ein, bei denen die Gewichtskraft des Flugzeuges nicht in Richtung seiner Hochachse wirkt. In Richtung der Hochachse wirkt nur der Teil, der auf diese projiziert werden kann. Mit der genannten Verzögerung wird ungefähr das Lastvielfache $n = 1$ wieder erreicht.

¹⁸ Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

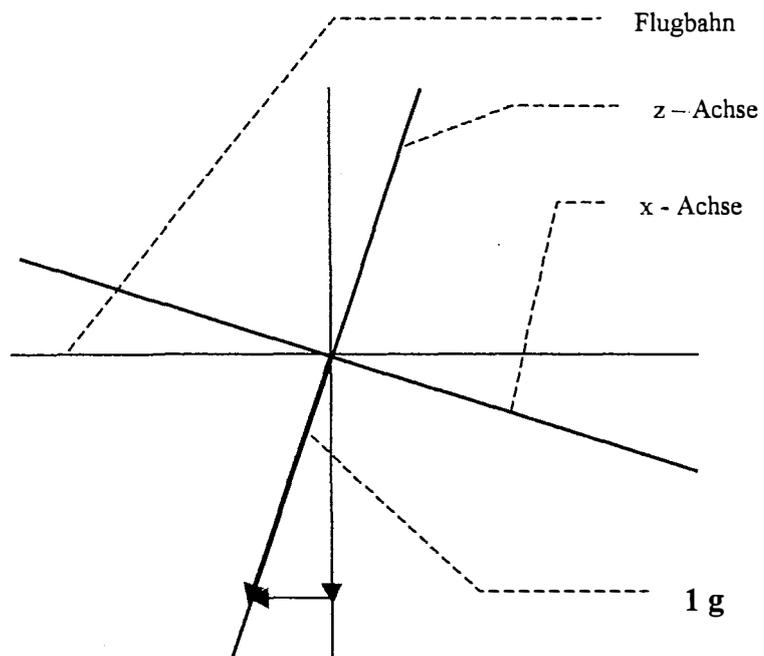


Bild 3.3 Flugzeugachsen und Scheinlot beim Manöver „Überziehgeschwindigkeit“

3.8 Durchschnittlicher Kraftstoffverbrauch

Für den Hirth Motor HM 500 A wird ein Kraftstoffverbrauch von 228 g/PS/h (**Schneider, 1939/40, S.184**) bei maximaler Dauerleistung von 2360 min^{-1} angegeben. Ausgehend von diesem Wert können mit dem durch weitere Versuche bestimmten Wirkungsgrad des Propellers und der erforderlichen Leistung des Antriebes als Funktion der Geschwindigkeit und Masse Reichweitenberechnungen durchgeführt werden.

3.9 Startlauf- und Startstrecke

Zur Bestimmung der Startlauf- und Startstrecke wurde ein sehr einfaches Verfahren angewendet.

Zunächst wurde die Steigfluggeschwindigkeit mit $1,2 \times$ Überziehggeschwindigkeit festgelegt (**FAA CFR, §23.53, S.149**). Die Überziehggeschwindigkeit v_s wurde für die aktuelle Startmasse und Luftdichte aus dem maximalen Auftriebsbeiwert $c_{a \max}$ bestimmt.

Die Lampen der Seitenbefuerung einer Start- und Landebahn eines Verkehrsflughafens haben zueinander einen Abstand von 60 m. Beginnend genau auf der Verbindungslinie zweier gegenüberliegender Lampen wurde bei gesetzten Bremsen Vollgas gegeben. Nach Lösen der Bremsen auf Kommando des Copiloten begann der Startlauf. Das Passieren jeder weiteren Lampe wurde durch lautes Zählen auf einem Diktiergerät gestgehalten. Der Startlauf wurde beim Erreichen von 120 km/h angezeigter Geschwindigkeit abgebrochen, um bei zunehmender negativer Längsneigung des Rumpfes Bodenberührung des Propellers und die daraus resultierenden, erheblichen Schäden am Antrieb sicher auszuschliessen. Diese Läufe wurden mehrfach in Richtung der Start- und Landebahn 15 des Hamburger Flughafens wiederholt. Die Auswertung der Tonaufzeichnungen ermöglicht es, eine Zeit – Weg – Kurve zu erstellen. Diese kann mit EXCEL als Diagramm dargestellt sowie die quadratische Funktion durch das Programm in der Form

$$s = a \cdot t^2 + b \cdot t \tag{3.32}$$

angegeben werden.

Differenziert man diese erhält man eine Gleichung für die Geschwindigkeit als Funktion der Zeit in der Form

$$v = 2 \cdot a \cdot t + b \quad (3.33)$$

Löst man diese nach t auf und setzt v_2 oder v_H als Geschwindigkeit ein, erhält man Zeit bis zu deren Erreichen.

$$t = \frac{v - b}{2 \cdot a} \quad (3.34)$$

Diesen Wert t in (3.31) eingesetzt ergibt die zurückgelegte Entfernung.

Um das Erreichen der in den Zulassungsvorschriften (**FAA CFR**, §23.53, S.149) geforderten Höhe von 15 m über der Startbahn zu simulieren, wurde die Geschwindigkeit ermittelt, auf die das Flugzeug am Boden weiter beschleunigt werden müsste, um eine kinetische Energie zu erreichen, die der bei der Abhebegeschwindigkeit zuzüglich der potentiellen Energie in 15 m Höhe über der Startbahn entspricht.

Die Bestimmung dieser Geschwindigkeitszuwaches geschieht durch Gleichsetzen der kinetischen und potentiellen Energien.

In der Formel ist v_H die zu 15 m Höhe äquivalente Geschwindigkeit am Boden.

$$m \cdot g \cdot h = \frac{m}{2} (v_H^2 - v_2^2)$$

$$v_H = \sqrt{2 \cdot g \cdot h + v_2^2} \quad (3.35)$$

Die Entfernung bis zum Erreichen dieser Geschwindigkeit kann nach demselben Verfahren bestimmt werden wie die Abhebegeschwindigkeit selbst.

Die unter Windeinfluss gefundenen Mittelwerte können mit folgender Formel (**Smith,S.40**) korrigiert werden :

$$s_0 = s_w \cdot \left(\frac{v_{TO}}{v_{TO} - v_w} \right)^{1,85} \quad (3.36)$$

Da die Werte ausserdem unter aktuellen Bedingungen der Luftdichte und der Flugzeugmasse erfolgen wurden, müssen sie auf Normbedingungen (Dichtehöhe = 0 m und Masse = max. Abflugmasse) umgerechnet werden. Dies geschieht nach der Formel :

$$s_s = s_t \cdot \left(\frac{m_s}{m_t} \right)^2 \cdot \frac{\rho_t}{\rho_0} \quad (3.37)$$

Stellt man diese Formel wie folgt um,.

$$s = \frac{s_s}{\left(\frac{850}{m} \right)^2 \cdot \frac{\rho}{1,225}} \quad (3.39)$$

so kann man die Startlauf- und Startstrecken für beliebige Abflugmassen und Dichtehöhen bestimmen.

3.10 Taumelschwingung

Die Taumelschwingung¹⁹ ist eine Schwingung des Flugzeuges um die Hochachse. Die Frequenz dieser Schwingung ist ein Mass für die Richtungsstabilität des Flugzeuges.

Die Richtungsstabilität eines Flugzeuges beschreibt die Eigenschaft, nach einer Abweichung vom Kurs durch eine Störung von aussen, ohne Zutun des Piloten auf diesen Kurs zurückzukehren.

Für das Ausmass der Dämpfung ist die Gestaltung der Zelle massgebend, besonders der Betrag der Seitenflächen und ihre Position am Rumpf Flugzeuges. Aus der Kraft auf diese Flächen und dem Abstand ihres Angriffspunktes zum Schwerpunkt entstehen Drehmomente. Solche aus Flächen vor dem Schwerpunkt führen zu negativer, solche aus Flächen hinter dem Schwerpunkt zu positiver Richtungsstabilität.

Bei den Versuchen wurde im Geradeausflug mit den Seitenruderpedalen eine Schwingung um die Hochachse angefacht, die spürbar der Eigenfrequenz des Flugzeuges entsprach. Es wurde bei mehreren Versuchen für jeweils fünf Schwingungen die Zeit gemessen. Nach Loslassen des Seitenruders wurde ermittelt, nach wieviel Perioden die Schwingung abklang.

3.11 Phygoide

Die Phygoide²⁰ ist ein Flugmanöver zur Bestimmung der dynamischen Längsstabilität. Die dynamische Längsstabilität beschreibt, ob und wie deutlich das Flugzeug nach einer Störung des unbeschleunigten, horizontalen Geradeausfluges um die Querachse zu diesem ohne Zutun des Piloten zurückkehrt. Sie hat grosse Bedeutung für die Entlastung des Piloten während des Reisefluges und für die Einhaltung der Bahnwinkel bei An- und Abflug.

Bei den Versuchen wurde die Maschine aus dem unbeschleunigten Horizontalflug deutlich abwärts gesteuert und dann der Steuerknüppel losgelassen (loses Ruder) bzw. exakt in die alte Position zurückgebracht (festes Ruder). In den Extrempunkten der Flugbahn in der Form einer negativen Cosinuskurve wurden die Werte für Flughöhe und Fluggeschwindigkeit aufnotiert. Aus den aufgezeichneten Kurven der Flughöhe lässt sich das Dämpfungsmass der Schwingung bestimmen.

¹⁹ ²⁰ Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

3.12 Spiralbewegung

Flugzeuge, die nicht über Einrichtungen zur Aufrechterhaltung der Spiralstabilität²¹ verfügen, erhöhen von sich aus einen vorhandenen Hängewinkel. Dieser Effekt entsteht dadurch, dass bei vorhandenem Hängewinkel²² und daraus resultierendem Kurvenflug der Aussenflügel mit höherer Strömungsgeschwindigkeit angeblasen wird und dadurch mehr Auftrieb erzeugt, als der Innenflügel, was den Hängewinkel weiter vergrössert. Natürliche Spiralstabilität ist also nicht vorhanden. Für die Beurteilung eines Flugzeuges ist es daher wichtig, den Grad dieser Instabilität zu bestimmen. Eine zu hohe Instabilität erhöht die Arbeitsbelastung des Piloten in einem unerwünschtem Mass dadurch, dass ein zu hoher Teil seiner Aufmerksamkeit gefordert wird, um das Flugzeug „wings level“ zu halten.

Ein übliches Kriterium ist die Zeit, die vergeht, bis sich ein eingennommener Hängewinkel verdoppelt hat, „time to double“.

²¹ ²² Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

4 Wiedergabe der aufgenommenen Daten

4.1 Kalibrierung des Höhenmessers

Die Flüge zur Kalibrierung des Höhenmessers fanden am 14.09.99 am Flughafen Lübeck Blankensee (**Anhang A**) über der Grasbahn 07 Ost statt. Auf der von den Segelfliegern genutzten Graspiste sind zwei ca. 300 m lange Streifen asphaltiert, um ein zügigeres Anrollen bei Segelflugzeugschlepps zu ermöglichen. Das Ostende des östlichen Streifens hat eine vermessene Erhebung über NN von 16,20 m. Hier wurde der Theodolit aufgestellt, die Messoptik hatte eine Höhe von 2,10 m über Grund. Die mit einem Massband festgestellte Länge des Asphaltstreifens beträgt 303,15 m.

Die Anflüge konnten aufgrund der Platzgröße ab etwa 1 km vor dem Messort mit stabiler Flughöhe und Geschwindigkeit durchgeführt werden.

Beim Überfliegen der westlichen Schwelle wurde von einem Beobachter ein Funksignal an den Messingenieur am Theodoliten gegeben, der den rotlackierten Propellerspinner des Flugzeuges anpeilte.

Folgende Werte wurde gemessen :

Tabelle 4.1 Höhenmesserabweichung

Anflug Nr.	v_{IAS} [km/h]	H_{ind} [ft]	H_{gem} [ft]	dH [ft]
1	220	120	77	+ 43
2	180	100	74	+ 26
3	160	90	81	+ 9
4	135	80	76	- 4
5	115	70	90	- 20
6	100	60	92	- 32
7	105	80	112	- 32

4.2 Kalibrierung des Fahrtmessers

Die Flüge zur Kalibrierung des Fahrtmessers fanden am frühen Morgen des 03. August 1999 im Raum südlich Schwerins statt.

Sie wurden entlang der Eisenbahnstrecken Hamburg – Schwerin und Hamburg – Berlin durchgeführt. Die Entfernungen und rechtweisenden Kurse zwischen den festgelegten Punkten für Beginn und Ende der Zeitmessungen wurden aus den in Anhang B gezeigten topographischen Karten entnommen.

Folgende Messpunkte wurden festgelegt :

- | | | | |
|---|-------------|------------------------------|-----------------------------|
| - | Messpunkt 1 | Bahnwärterhaus Kirch Jesar | (Karte N – 32 – 95 – D – a) |
| - | Messpunkt 2 | Bahnübergang Bahnhof Zachun | (Karte N – 32 – 95 – B – c) |
| - | Messpunkt 3 | Brücke Kraaker Mühlenbach | (Karte N – 32 – 95 – D – c) |
| - | Messpunkt 4 | Bahnübergang Bahnhof Jasnitz | (Karte N – 32 – 95 – D – c) |

Die Entfernungen betragen :

- von Messpunkt 1 zu Messpunkt 2 8450 m
- von Messpunkt 3 zu Messpunkt 4 8250 m

Die rechtweisenden Kurse lauten :

- von Messpunkt 1 zu Messpunkt 2 032°
- von Messpunkt 2 zu Messpunkt 1 212°
- von Messpunkt 3 zu Messpunkt 4 108°
- von Messpunkt 4 zu Messpunkt 3 288°

Es wurden fünf Durchgänge mit folgenden angezeigten Geschwindigkeiten v_{IAS} geflogen :

- 100 km/h
- 120 km/h
- 150 km/h
- 180 km/h
- 200 km/h

Die angezeigten Flughöhen betragen 700 ft, bezogen auf die Druckfläche 1013 hPa, beim Durchgang mit $v_{IAS} = 100$ km/h wegen der Nähe zur Überziehgeschwindigkeit²³ aus Sicherheitsgründen 900 ft.

Folgende Werte wurden bei den Flügen protokolliert :

Tabelle 4.2 Flugzeiten entlang der Messstrecken

Strecke	Zeit UTC	v_{IAS} [km/h]	Druckhöhe [ft]	Luftdruck [Pa]	Lufttemp. [K]	Flugzeit [min]
1 – 2	0623	100	930	97966	291	4:38,2
2 – 1	0630	100	930	97966	291	5:02,1
3 – 4	0639	100	930	97966	291	5:18,9
4 – 3	0648	100	930	97966	291	4:09,5
1 – 2	0455	120	720	98716	290	3:41,9
2 – 1	0503	120	720	98716	290	4:09,1
3 – 4	0511	120	720	98716	290	4:34,4
4 – 3	0518	120	720	98716	290	3:28,6
1 – 2	0520	150	690	98824	290	3:09,3
2 – 1	0527	150	690	98824	290	3:27,3
3 – 4	0533	150	690	98824	290	3:33,5
4 – 3	0540	150	690	98824	290	2:55,3
1 – 2	0542	180	680	98860	290	2:41,1
2 – 1	0548	180	680	98860	290	2:53,1
3 – 4	0553	180	680	98860	290	3:02,6
4 – 3	0558	180	680	98860	290	2:27,9
1 – 2	0602	200	670	98896	290	2:28,4
2 – 1	0607	200	670	98896	290	2:32,9
3 – 4	0613	200	670	98896	290	2:44,6
4 – 3	0618	200	670	98896	290	2:14,1

4.3 Kalibrierung des Drehzahlmessers

Bei diesen Messungen wurde mit dem Messgerät die Drehzahl des Propellers am Boden und im Fluge gemessen. Dabei wurde die Motordrehzahl nach dem am Gerätebrett installierten Drehzahlmesser um jeweils 50 min^{-1} erhöht.

Folgende Werte wurden gemessen :

Tabelle 4.3 angezeigte und gemessene Motordrehzahl

n_{ind} [min^{-1}]	n_{gem} [min^{-1}]		n_{ind} [min^{-1}]	n_{gem} [min^{-1}]
1400	1390		2000	1980
1450	1445		2050	2037
1500	1500		2100	2095
1550	1555		2150	2152
1600	1610		2200	2210
1650	1660		2250	2250
1700	1710		2300	2290
1750	1760		2350	2347
1800	1810		2400	2405
1850	1852		2450	2462
1900	1895		2500	2520
1950	1937		2550	2577

Mit diesen Werten können die angezeigten Drehzahlen bei weiteren Flugversuchen korrigiert werden.

4.4 Tabelle und Diagramm „erforderliche Drehzahl = f(v)“

Die folgende Tabelle ist nach ansteigender Drehzahl geordnet. Die Masse des Flugzeuges wurde bestimmt zu :

Leermasse :	570 kg
Besatzung :	185 kg
Kraftstoffmasse beim Start :	43 kg

Abflugmasse :	798 kg
---------------	--------

durchschnittl. Kraftstoffverbrauch nach Flugbuchaufzeichnungen :	15 kg/h
---	---------

Startzeit :	12:35 UTC
Beginn der Messungen :	12:55 UTC
Ende der Messungen :	13:30 UTC

Masse bei Beginn der Messungen :	792 kg
Masse bei Ende der Messungen :	780 kg
durchschnittl. Masse :	<u>786 kg</u>

Die Messungen wurden in 2500 ± 50 ft Druckhöhe durchgeführt, die Aussentemperatur betrug 278 K. Die Luftdichte betrug somit :

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} = \frac{92700}{287 \cdot 278} \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} = 1,1661 \text{kgm}^{-3}$$

Folgende Werte wurden aufgenommen :

Tabelle 4.4 angez. Geschw. als Funktion der Drehzahl

n [min ⁻¹]	v_{IAS} [km/h]		n [min ⁻¹]	v_{IAS} [km/h]
1600	100			
1610	118		2050	159
1690	122		2080	170
1720	129		2100	177
1730	118		2120	175
1750	115		2190	190
1780	128		2250	190
1820	148		2300	199
1830	141		2320	200
1850	150		2350	210
1880	142		2500	223
2000	163		2520	225

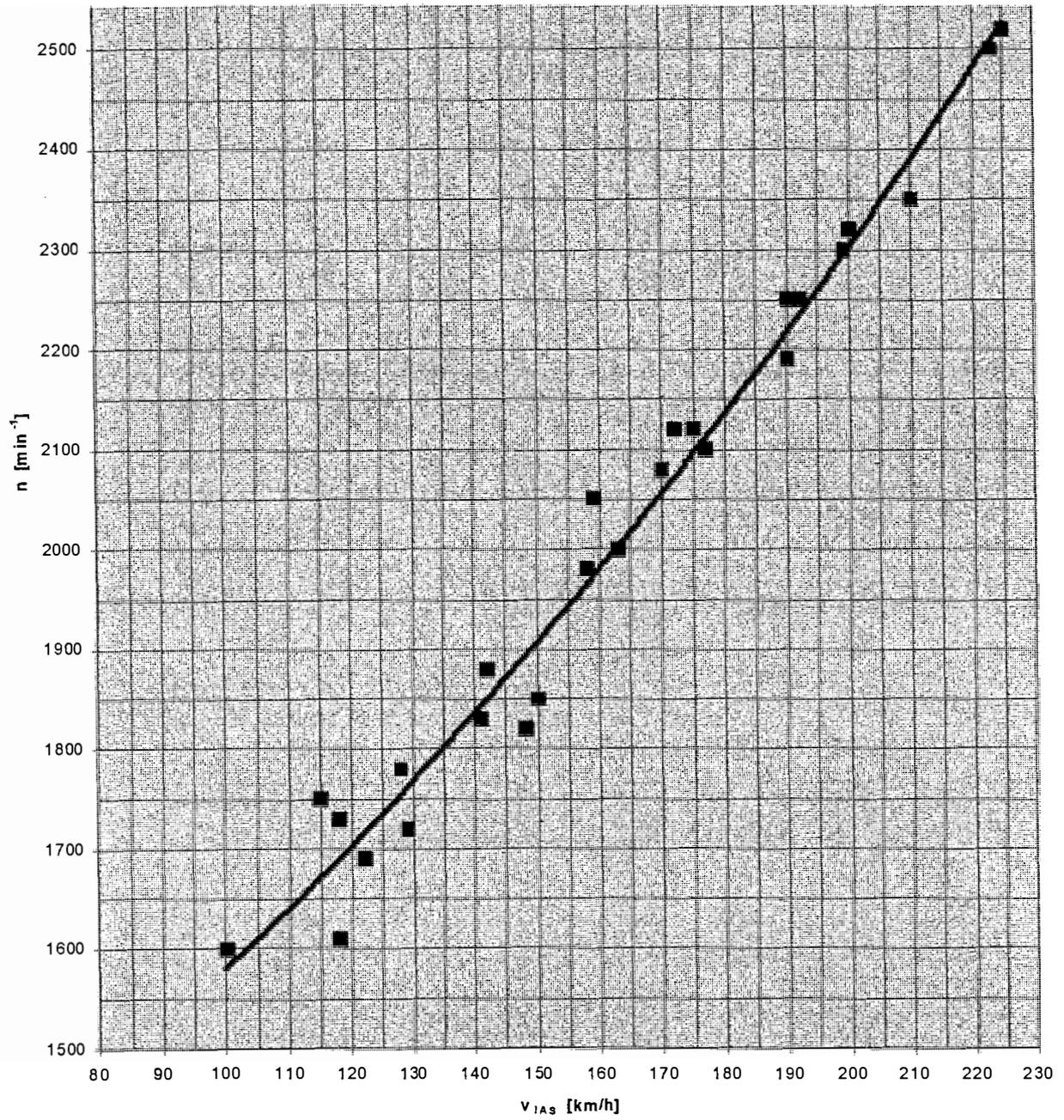


Bild 4.1 angezeigte Drehzahl als Funktion der angezeigten Geschwindigkeit

4.5 Tabelle und Diagramm „verfügbare Drehzahl“

Die verfügbaren Drehzahlen wurden während der Sägezahnflüge aufgezeichnet. Die Tabelle gibt die angezeigten, unkorrigierten Werte an.

Die atmosphärischen Bedingungen waren:

mittlere Druckhöhe : 1750 ft
 mittl. Luftdruck : 95 080 Pa
 mittl. Temperatur : 294 K
 Luftdichte : 1,1266 kg m⁻³

Tabelle 4.5 abgelesene Werte bei Sägezahnflügen

v_{IAS} [km/h]	100	120	140	160	190
n [min ⁻¹]	2120	2180	2220	2300	2420

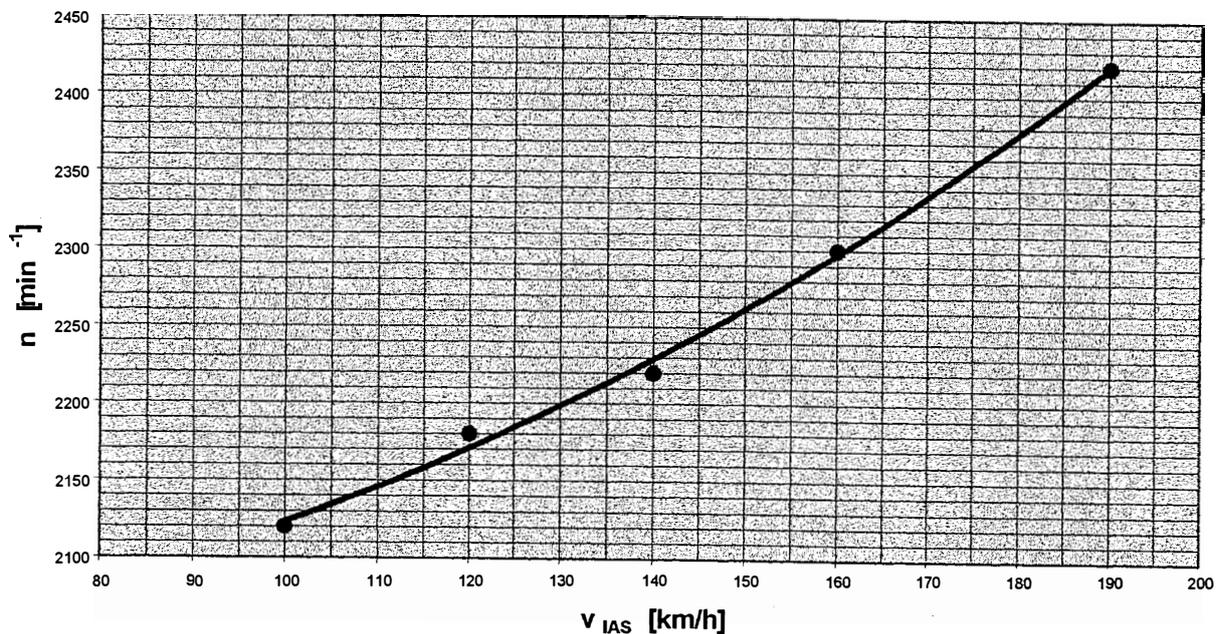


Bild 4.2 verfügbare, angezeigte Drehzahl über angezeigter Geschwindigkeit

4.6 Aufzeichnungen der Sägezahnflüge

Die Tabellen geben die angezeigten, unkorrigierten Werte wieder. Da jeder Sägezahn mit derselben angezeigten Geschwindigkeit zweimal, auf Kurs und Gegenkurs geflogen wurde, sind die angegebenen Werte Mittelwerte aus den jeweils zwei Versuchen.

Tabelle 4.6 Aufzeichnungen während der Sägezahnflüge

Sägezahn	V_{IAS} [km/h]	H_a [ft]	H_e [ft]	T_a [K]	T_e [K]	dt [s]	n_{ind} [1/min]
1	100	1500	2000	293	292	53,9	2120
2	120	1500	2000	294	293	48,7	2180
3	140	1500	2000	294	293	47,4	2220
4	160	1500	2000	294	293	52,9	2300
5	190	1500	2000	295	294	78,9	2420

4.7 Aufzeichnungen der Gleitflüge

Die Tabellen geben die angezeigten, unkorrigierten Werte wieder. Da jeder Gleitflug mit derselben angezeigten Geschwindigkeit zweimal, auf Kurs und Gegenkurs geflogen wurde, sind die angegebenen Werte Mittelwerte aus den jeweils zwei Versuchen.

Tabelle 4.7 Aufzeichnungen während der Gleitflüge

Gleitflug	V_{IAS} [km/h]	H_a [ft]	H_e [ft]	T_a [K]	T_e [K]	dt [s]	m [kg]
1.1	110	3400	2600	277	278	80,8	711
1.2	110	3400	2600	277	278	79,6	709
2.1	150	3400	2600	277	278	59,5	706
2.2	150	3400	2600	277	278	58,5	704

4.8 Erflogene Überziehggeschwindigkeiten

Die Tabellen geben die angezeigten, unkorrigierten Werte wieder.

Tabelle 4.8 Aufzeichnungen während der Überziehmanöver

Konfiguration	Zeit UTC	H [ft]	m [kg]	V _s IAS [km/h]	Bem.
Klappen 0	1132	3000	785	98	
FW ein	1134	3000	784	97	
	1138	3000	783	97	
Klappen 1	1146	3000	781	87	
FW ein	1149	3000	780	87	
	1154	3000	779	85	
Klappen 2	1159	3100	778	82	
FW aus	1201	3000	777	81	
	1205	3000	776	80	
Klappen ein	1232	1600	768	77	Vollgas
FW ein	1234	1800	767	77	Vollgas

Die gemessene Lufttemperatur betrug 277 K.

4.9 Durchschnittlicher Kraftstoffverbrauch

Die Flüge zur Ermittlung des durchschnittlichen Kraftstoffverbrauches konnten aus flugbetrieblichen Gründen nicht durchgeführt werden.

Zur Ermittlung der möglichen Reichweiten wurden Werte verwendet, die dem Flugzeug-Typenbuch (**Schneider 1939/40**, S.41) entnommen wurden.

Tabelle 4.9 Leistung, Verbrauch und Betriebszahlen des Hirth Motors HM 504

zul. Dauer		5 Min.	30 Min.	unbegr.
Leistung	[PS]	105	95	85
Drehzahl	[U/min]	2530	2450	2360
Verbrauch	[g/PSh]	240	235	228

4.10 Startlauf- und Startstrecke

Die Versuche zur Bestimmung der Startlauf²⁴ – und Startstrecke²⁵ wurden auf der Start- / Landebahn 15 des Flughafens Hamburg durchgeführt.

Die Bedingungen lauteten :

Wind :	150° / 10 kts
Luftdruck :	1031 hPa (QNH)
	1029 hPa (QFE)
Temperatur :	272 K
Flugzeugmasse :	830 kg

²⁴ ²⁵ Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

Tabelle 4.10 Weg – Zeit – Daten der durchgef. Startläufe

Versuch	Richtung	Strecke [m]	Zeit [s]
1	15	0	0,0
		60	8,5
		120	12,0
		180	15,0
		240	17,5
		300	19,5
		360	22,0
2	33	0	0,0
		60	8,0
		120	14,0
		180	17,0
		240	19,0
		300	20,5
		360	24,5
3	15	0	0,0
		60	8,5
		120	15,0
		180	20,0
		240	22,0
		300	24,0
4	33	0	0,0
		60	8,0
		120	12,0
		180	17,0
		240	19,0
		300	21,0
		360	22,5
		420	24,5
5	15	0	0,0
		60	8,5
		120	12,5
		180	15,5
		240	18,0
		300	20,0
		360	22,5
6	33	0	0,0
		60	8,5
		120	12,0
		180	15,0
		240	17,5
		300	19,0
		360	21,5
		420	23,0
		480	25,0
540	26,5		

4.11 Messdaten der Taumelschwingung

Die Daten wurden unter folgenden Bedingungen aufgenommen :

mittlere Druckhöhe :	1500 ft
mittlere Lufttemperatur :	279 K
Geschw. v_{IAS} :	175 km/h

Bei zwei Durchgängen ergaben sich als Schwingungsdauer für fünf Perioden jeweils 15 s, die Taumelschwingung endete nach loslassen des Seitenruders nach $1 \div 1,5$ Perioden.

4.12 Messdaten der Phygoide

Die Versuche wurden mit losem²⁶ und festem Ruder²⁷ durchgeführt. Die atmosphärischen Bedingungen lauteten :

mittl. Druckhöhe :	2500 ft
mittl. Temperatur :	275 K
Anfangsgeschw. v_{IAS} :	170 km/h

Es wurden die angezeigten Höhen- und Geschwindigkeitswerte in den Augenblicken aufgezeichnet, in denen das Flugzeug den Längsneigungswinkel der getrimmten Ausgangslage einnahm.

²⁶ ²⁷ Siehe „Verzeichnis der Begriffe und Definitionen“

Tabelle 4.11 Messdaten der Phygoide mit losem Ruder

Versuch	Bed	H_0 [ft]	V_{0IAS}	t [s]	V_{IAS} [km/h]	H [ft]
---------	-----	---------------	------------	----------	---------------------	-----------

1	loses Ruder	2500	170	0	215	
				18	105	
				32	180	
				50	120	
				63	160	
				81	135	
				92	150	
				110	145	

2	loses Ruder	2500	170	0		2250
				17		2630
				30		2410
				48		2600
				58		2540
				76		2590
				85		2550

3	loses Ruder	2500	170	0	215	
				17	110	
				31	175	
				47	130	
				62	175	
				76	145	
				91	172	
				107	150	

4	loses Ruder	2500	170	0		2280
				16		2660
				31		2410
				47		2580
				60		2480
				75		2550

Tabelle 4.12 Messdaten der Phygoide mit festem Ruder

Versuch	Bed.	H ₀ [ft]	V _{0 IAS} [km/h]	t [s]	V _{IAS} [km/h]	H [ft]
1	festes Ruder	2500	170	0	220	
				14	160	
				33	202	
				46	170	
				67	195	
				77	175	
				99	192	
				108	180	
				131	190	
				140	180	
				167	188	
2	festes Ruder	2500	170	0		2240
				11		2340
				35		2150
				47		2220
				73		2070
				81		2080
3	festes Ruder	2500	170	0	210	
				15	130	
				36	195	
				50	153	
				74	190	
				84	165	
				110	190	
119	170					
4	festes Ruder	2500	170	0		2200
				11		2340
				35		2040
				43		2100
				73		1940
				80		2000
				101		1960
				114		2030
				128		2000
141		2040				

4.13 Messdaten der Versuche zur Spiralstabilität

Die Versuche zur Spiralstabilität waren dadurch gekennzeichnet, dass die Maschine bei allen Fluggeschwindigkeiten eine deutliche Tendenz zu einer Rollbewegung nach rechts aufwies. Übliche Versuche, die Zeit bis zur Verdoppelung eines Hängewinkels zu messen, waren daher nicht durchführbar. Folgende Werte wurden aufgezeichnet :

Tabelle 4.13 Aufzeichnungen zu den Versuchen zur Spiralstabilität

Versuch	v_{IAS} [km/h]	H [ft]	t [s]	ϕ [°]
---------	---------------------	-----------	----------	---------------

1	180	2000	0	-20
			8	-10
			13	0
			18	+ 10
			22	+ 20

2	150	2000	0	- 20
			9	- 10
			14	0
			18	+ 10
			20	+ 20

3	120	2000	0	- 10
			10	0
			16	+ 10
			21	+ 20
			23	+ 30
			27	+ 45

Folgender stabiler Flugzustand (Hängewinkel konstant) konnte etabliert werden :

v_{IAS} : 140 km/h
 n : 1800 min⁻¹
 ϕ : - 30°

5 Auswertung und Reduzierung der gewonnenen Daten

Bei allen Auswertungen bleibt die aktuelle Lage des Flugzeugschwerpunktes unberücksichtigt. Laut Wägebericht (DLBS,1997) liegt der Hebelarm der Pilotensitze 0,7 m hinter der als Bezugsebene geltenden Flügelvorderkante. Die Lage des Neutralpunktes kann in grober Näherung ca. 0,45 m hinter der Flügelvorderkante angenommen werden ($0,25 \times$ Profiltiefe). Der Einfluss der Schwerpunktlage auf die zu messenden Größen wird vom Verfasser daher als nicht massgeblich angesehen, und kann als Gegenstand weiterführender Untersuchungen betrachtet werden.

5.1 Bestimmung des Höhenmesseranzeigefehlers

Durch Interpolation und Extrapolation der bei dem Versuch gewonnenen und unter 4.1 dargestellten Messergebnisse bei Geschwindigkeiten über $v_{IAS} = 220$ km/h hinaus ergibt sich folgende Tabelle zur Korrektur des statischen Druckfehlers der Höhenmesseranzeige :

Tabelle 5.1 Korrekturwert für den statischen Druckfehler der Höhenmesseranzeige

v_{IAS} [km/h]	dH [ft]		v_{IAS} [km/h]	dH [ft]
100	-32		170	+ 21
105	-32		175	+ 24
110	-26		180	+ 26
115	-20		185	+ 28
120	-15		190	+ 29
125	-12		195	+ 30
130	-7		200	+ 30
135	-4		205	+ 31
140	0		210	+ 32
145	+ 3		215	+ 32
150	+ 6		220	+ 33
155	+ 9		225	+ 33
160	+ 13		230	+ 34
165	+ 17			

Mit Hilfe dieser Tabelle können die angezeigten Höhen bei den weiteren Flugversuchen korrigiert werden.

5.2 Bestimmung des Fahrtmesseranzeigefehlers

Die protokollierten Werte sind unter 4.2 wiedergegeben.

Die Bestimmung der reduzierten Grundgeschwindigkeit GS_{red} aus den Messwerten durch Korrektur um den Dichtefehler ergibt :

Tabelle 5.2 Ermittlung der reduzierten Grundgeschwindigkeit

Strecke	v_{IAS}	Dichte [$kg\ m^{-3}$]	GS [km/h]	GS_{red} [km/h]
1 – 2	100	1,1728	109,35	106,97
2 – 1	100	1,1728	100,70	98,51
3 – 4	100	1,1728	93,13	91,10
4 – 3	100	1,1728	119,04	116,45
1 – 2	120	1,1859	137,09	134,85
2 – 1	120	1,1859	122,12	120,12
3 – 4	120	1,1859	108,24	106,47
4 – 3	120	1,1859	142,38	140,05
1 – 2	150	1,1872	160,70	158,16
2 – 1	150	1,1872	146,74	144,42
3 – 4	150	1,1872	139,11	136,91
4 – 3	150	1,1872	169,42	166,74
1 – 2	180	1,1876	188,83	185,87
2 – 1	180	1,1876	175,74	172,99
3 – 4	180	1,1876	162,65	160,10
4 – 3	180	1,1876	200,81	197,67
1 – 2	200	1,1839	204,99	201,82
2 – 1	200	1,1839	198,95	195,87
3 – 4	200	1,1839	180,44	177,65
4 – 3	200	1,1839	221,48	218,05

Für die Berechnung des Kreises um die Vektoren der reduzierten Grundgeschwindigkeiten müssen die rechtweisenden Kurse in Winkel am Einheitskreis umgerechnet werden.

Strecke 1 – 2 :	rwKurs	032°	⇒	058°
Strecke 2 – 1 :	rwKurs	212°	⇒	238°
Strecke 3 – 4 :	rwKurs	108°	⇒	342°
Strecke 4 – 3 :	rwKurs	288°	⇒	162°

Die x - und y – Koordinaten der Vektorspitzen berechnen sich nach den Formeln :

$$x = GS_{red} \cdot \cos \varphi$$

$$y = GS_{red} \cdot \sin \varphi$$

Damit ergeben sich für die Vektoren folgende Beträge und Koordinaten der Spitzen :

Tabelle 5.3 x – und y – Komponenten der GS_{red} - Vektoren

Strecke	GS_{red} [km/h]	x [km/h]	y [km/h]
1 – 2	106,97	56,69	90,72
2 – 1	98,51	-52,20	-83,84
3 – 4	91,10	86,64	-28,15
4 – 3	116,45	-110,75	35,99
1 – 2	134,85	71,46	114,36
2 – 1	120,12	-63,65	-101,87
3 – 4	106,47	101,26	-32,90
4 – 3	140,05	-133,20	43,28
1 – 2	158,16	83,81	134,13
2 – 1	144,42	-76,53	-122,48
3 – 4	136,91	130,21	-42,31
4 – 3	166,74	-158,58	51,53
1 – 2	185,87	98,50	157,63
2 – 1	172,99	-91,67	-146,70
3 – 4	160,10	152,26	-49,47
4 – 3	197,67	-188,00	61,08
1 – 2	201,82	106,95	171,15
2 – 1	195,87	-103,80	-166,11
3 – 4	177,65	168,96	-54,90
4 – 3	218,05	-207,38	67,38

Mit dem Taschenrechnerprogramm „Kreis aus drei Punkten“ (Casio FX 850 P, 5550 LIB) werden als Radien und Mittelpunktkoordinaten berechnet :

Tabelle 5.4 Radien und Mittelpunktkoordinaten

Kreis aus P _n	Radius [km/h]	x _M [km/h]	y _M [km/h]
1 2 3	103,81	-9,58	10,82
2 3 4	104,05	-9,71	11,14
3 4 1	104,02	-9,84	10,75
4 1 2	103,86	-9,93	11,03
1 2 3	129,99	-17,61	19,69
2 3 4	123,42	-14,04	11,14
3 4 1	124,39	-10,81	21,07
4 1 2	128,30	-8,32	13,88
1 2 3	152,26	-10,89	14,90
2 3 4	152,21	-10,86	14,83
3 4 1	152,21	-10,84	14,92
4 1 2	152,25	-10,81	14,86
1 2 3	180,85	-15,75	17,44
2 3 4	179,15	-14,84	15,14
3 4 1	179,34	-13,94	17,92
4 1 2	180,50	-13,25	15,88
1 2 3	200,27	-18,66	15,16
2 3 4	197,94	-17,35	11,96
3 4 1	198,11	-16,08	15,87
4 1 2	199,82	-15,12	12,95

Nach Streichen der „Ausreisser“ können Mittel- und gerundete Werte gebildet werden :

Tabelle 5.5 Werte für die kalibrierte Geschwindigkeit

V _{IAS} [km/h]	V _{CAS} [km/h]	mittl. V _{CAS} [km/h]	ger. V _{CAS} [km/h]
100	103,81		
100	104,05		
100	104,02		
100	103,86	103,94	104
120	129,99		
120	123,42		
120	124,39		
120	128,30	126,53	127
150	152,26		
150	152,21		
150	152,21		
150	152,25	152,23	152
180	180,85		
180	179,15		
180	179,34		
180	180,5	179,96	180
200	200,27		
200	197,94		
200	198,11		
200	199,82	199,04	199

Durch Interpolation werden folgende Werte für die kalibrierte Geschwindigkeit gebildet :

Tabelle 5.6 Umrechnung von angezeigter in kalibrierte Geschwindigkeit

V _{IAS} [km/h]	V _{CAS} [km/h]	V _{IAS} [km/h]	V _{CAS} [km/h]
100	104		
102	106	152	154
104	109	154	156
106	111	156	157
108	113	158	159
110	116	160	161
112	118	162	163
114	120	164	164
116	122	166	166
118	125	168	168
120	127	170	170
122	129	172	172
124	130	174	174
126	132	176	176
128	134	178	178
130	135	180	180
132	137	182	182
134	139	184	184
136	140	186	186
138	142	188	188
140	144	190	189
142	145	192	191
144	147	194	193
146	149	196	195
148	150	198	197
150	152	200	199

Mit Hilfe dieser Tabelle können die Werte der angezeigten Geschwindigkeit v_{IAS} bei den weiteren Flugversuchen in die der kalibrierten Geschwindigkeit v_{CAS} übertragen werden.

5.3 Bestimmung des Drehzahlmesseranzeigefehlers

Wiederholung der Tabelle 4.3 aus Abschnitt 4.3

Tabelle 5.7 angezeigte und gemessene Motordrehzahl

n [min ⁻¹]	V _{IAS} [km/h]		n [min ⁻¹]	V _{IAS} [km/h]
1600	100			
1610	118		2050	159
1690	122		2080	170
1720	129		2100	177
1730	118		2120	175
1750	115		2190	190
1780	128		2250	190
1820	148		2300	199
1830	141		2320	200
1850	150		2350	210
1880	142		2500	223
2000	163		2520	225

5.4 Reduzierung der erforderlichen Drehzahlen

Unter 3.4 wurde erläutert, dass die Formeln für die Reduzierung der im Versuch gemessenen erforderlichen und verfügbaren Drehzahlen aus der Betrachtung ähnlicher Flugzustände abgeleitet werden. Diese ähnlichen Flugzustände wurden über gleiche Anstellwinkel an Tragflügel und Propellerblatt definiert.

Es ist daher nicht ratsam, die gemessenen Werte als Funktion der Geschwindigkeit zu behandeln, sondern als Funktion des Verhältnisses Geschwindigkeit / Drehzahl. Aus den Formeln

$$n_{erf} = n_{erf_0} \cdot \sqrt{\frac{m}{850} \cdot \frac{1,225}{\rho}}$$

und

$$n_{v0} = \frac{n_v}{\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho} v}}$$

ist zu erkennen, dass durch Berücksichtigung des Dichtefehlers stets gleiche wahre Eigengeschwindigkeiten v_{TAS} zu den Drehzahlen n ins Verhältnis gesetzt werden. Damit sind die auf Dichtehöhe = 0 m reduzierten Messergebnisse mit den o.a. Formeln auf beliebige Dichtehöhen anwendbar.

Die im Versuch unter den Bedingungen

Druckhöhe :	2500 ft
Lufttemperatur :	278 K
Flugzeugmasse :	790 kg

aufgenommenen Werte werden in der Tabelle in Verhältnisse v_{TAS} / n umgerechnet :

Tabelle 5.8 Werte $n = f(v/n)$

v_{CAS} [km/h]	n_{kor} [min ⁻¹]	v_{TAS} [km/h]	v / n [m min/s]
104	1600	29,61	0,0185
121	1750	34,45	0,0197
125	1730	35,59	0,0206
125	1610	35,59	0,0221
129	1690	36,73	0,0217
134	1780	38,15	0,0214
134	1720	38,15	0,0222
144	1830	41,00	0,0224
145	1880	41,28	0,0220
150	1820	42,71	0,0235
152	1850	43,28	0,0234
159	1980	45,27	0,0229
160	2050	45,55	0,0222
163	2000	46,41	0,0232
170	2080	48,40	0,0233
172	2120	48,97	0,0231
175	2120	49,82	0,0235
177	2100	50,39	0,0240
189	2190	53,81	0,0246
189	2250	53,81	0,0239
198	2300	56,37	0,0245
199	2320	56,66	0,0244
208	2350	59,22	0,0252
221	2500	62,92	0,0252
223	2520	63,49	0,0252

Diese Wertepaare werden in einem Diagramm dargestellt :

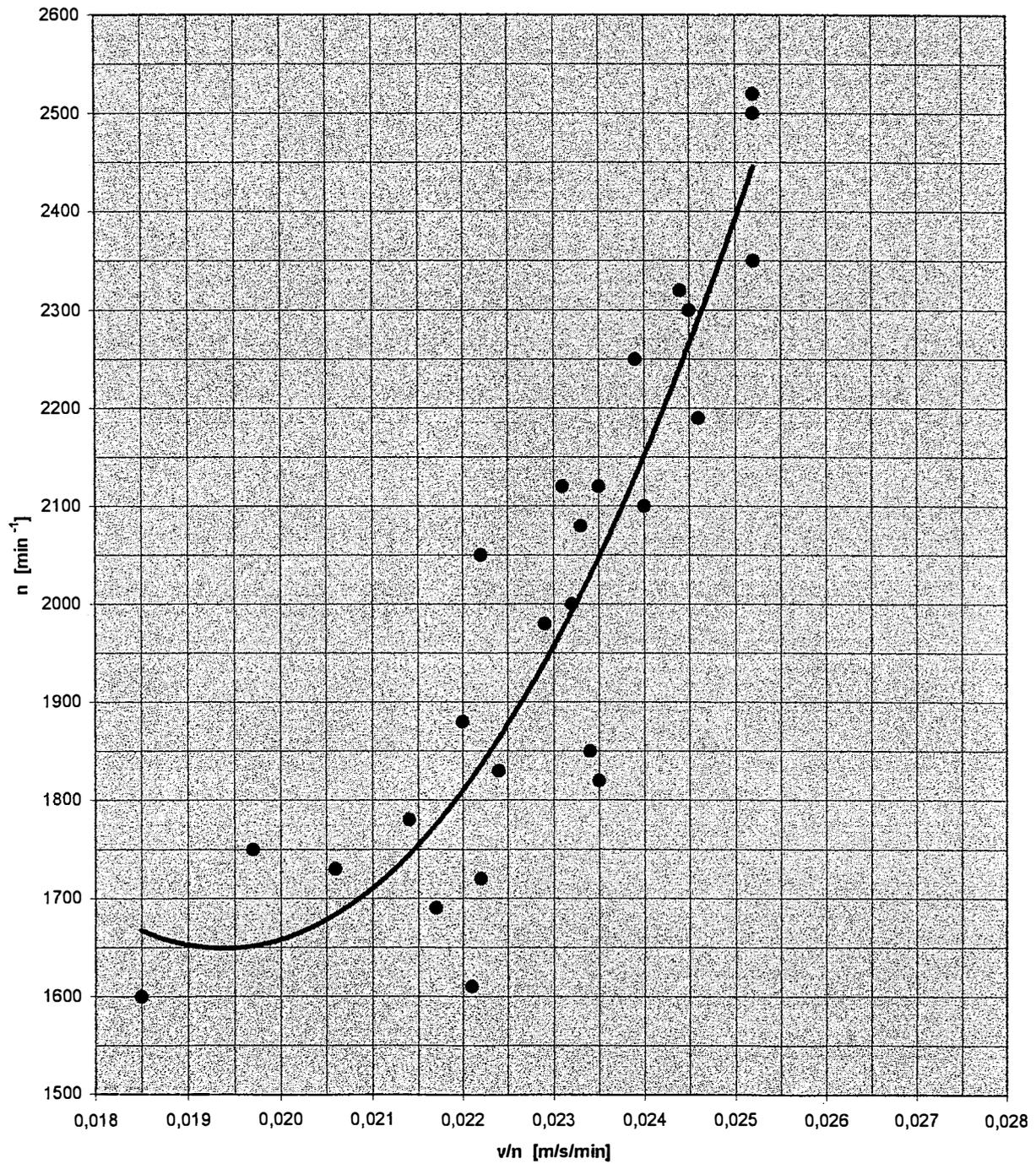


Bild 5.1 erforderliche Drehzahl als Funktion des Verhältnisses v/n im Flugversuch

Aus diesem Diagramm werden Wertepaare auf Werte für Dichtehöhe = 0 m und Flugzeugmasse $m = 850$ kg umgerechnet und aus diesen wiederum ein Diagramm erstellt, das als Grundlage weiterer Flugleistungsberechnungen dient.

aus Diagramm Bild 5.1 entnommene Wertepaare :

Tabelle 5.9 Wertepaare $n_{\text{erf}} = f(v/n)$ aus Bild 5.1

v/n [m min/s]	n_{erf} [min ⁻¹]
0,019	1665
0,020	1680
0,021	1720
0,022	1820
0,023	1980
0,024	2180
0,025	2425

Diese Werte werden mit Formel (3.10) umgerechnet :

Tabelle 5.10 Wertepaare $n_{\text{erf } 0} = f(v/n)$ für Dichtehöhe Null und Masse 850 kg

v/n [m min/s]	$n_{\text{erf } 0}$ [min ⁻¹]
0,019	1683
0,020	1698
0,021	1738
0,022	1839
0,023	2001
0,024	2203
0,025	2451

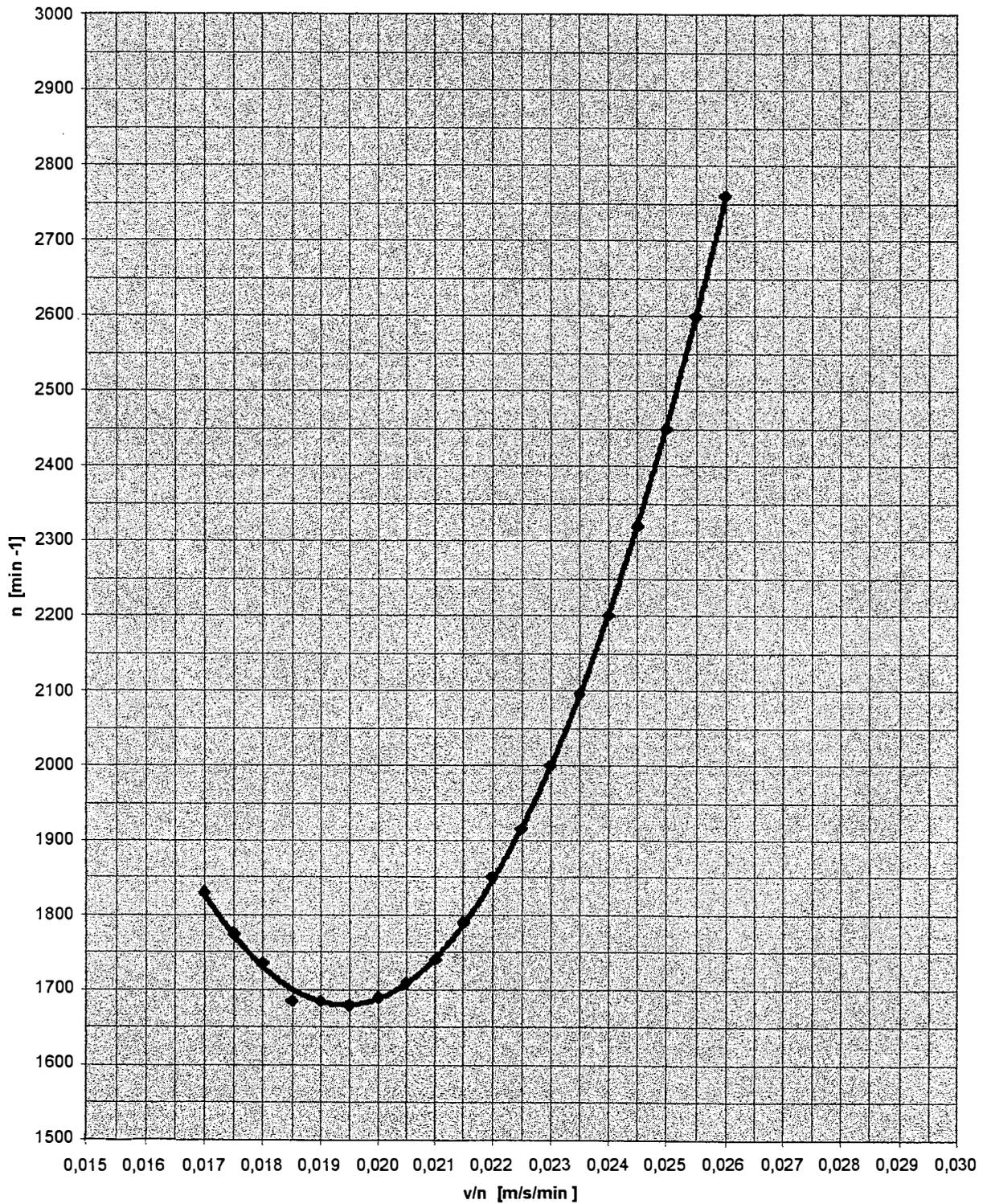


Bild 5.2 erforderliche Drehzahl in Dichtehöhe Null bei 850 kg Masse

Aus dem Diagramm wurden folgende Tabellenwerte übernommen, die als Grundlage für weitere Berechnungen dienen.

Tabelle 5.11 $n_{\text{eff}} = f(v/n)$ aus Bild 5.2

v/n [m min/s]	n [min ⁻¹]
0,0170	1830
0,0175	1775
0,0180	1735
0,0185	1700
0,0190	1685
0,0195	1680
0,0200	1690
0,0205	1710
0,0210	1740
0,0215	1790
0,0220	1850
0,0225	1915
0,0230	2000
0,0235	2095
0,0240	2200
0,0245	2320
0,0250	2450
0,0255	2600
0,0260	2760

5.5 Reduzierung der verfügbaren Drehzahlen

Die bei den Sägezahnflügen aufgenommenen Werte werden in Verhältnisse v_{TAS} / n umgerechnet :

Tabelle 5.12 $n_{verf} = f(v/n)$

v_{CAS} [km/h]	n_{korr} [min ⁻¹]	v_{TAS} [m/s]	v/n [m min/s]
104	2118	30,07	0,0142
127	2187	36,77	0,0168
144	2236	41,68	0,0186
161	2290	46,59	0,0203
189	2428	54,75	0,0225

Aus dieser Tabelle wird ein Diagramm entwickelt :

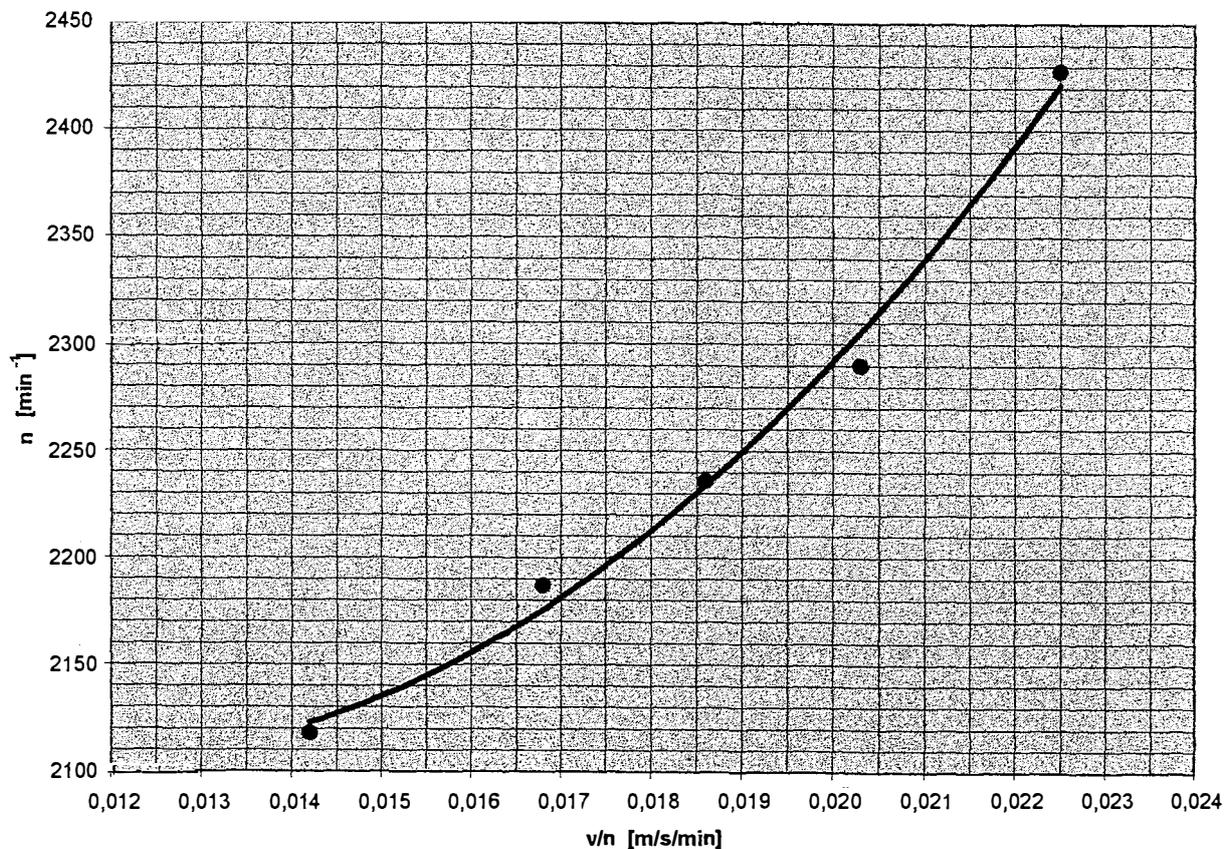


Bild 5.3 $n_{verf} = f(v/n)$

Aus dem Diagramm werden folgende Wertepaare abgelesen :

Tabelle 5.13 $n_{\text{verf}} = f(v/n)$

v/n [m min/s]	n_{verf} [min ⁻¹]
0,014	2117
0,015	2137
0,016	2157
0,017	2182
0,018	2216
0,019	2250
0,020	2292
0,021	2340
0,022	2394
0,023	2450
0,024	2514
0,025	2582
0,026	2705

und aus diesen nach Formel (3.21) die Werte für Dichtehöhe = 0 berechnet :

$$n_{v0} = \frac{n_v}{\sqrt{\frac{\rho_0}{1,1305} \cdot 0,923}}$$

Tabelle 5.14 $n_{\text{verf } 0} = f(v/n)$

v/n [m min/s]	$n_{\text{verf } 0}$ [min ⁻¹]
0,014	2117
0,015	2137
0,016	2157
0,017	2182
0,018	2216
0,019	2250
0,020	2292
0,021	2340
0,022	2394
0,023	2450
0,024	2514
0,025	2582
0,026	2705

Aus dieser Tabelle wird ein Diagramm erstellt :

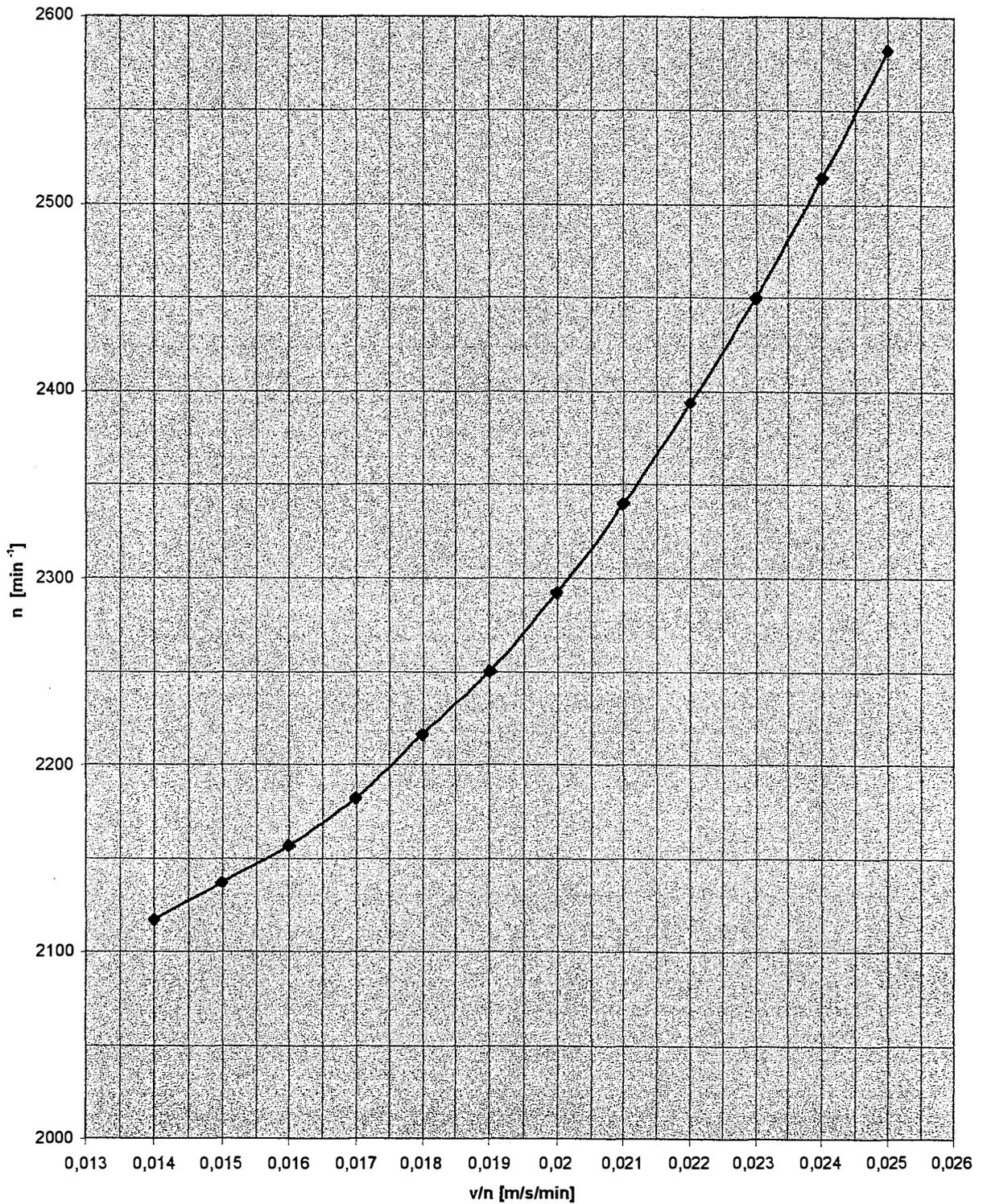


Bild 5.4 $n_{\text{verf } 0} = f(v/n)$

5.6 Reduzierung der Steiggeschwindigkeiten

Die aufgenommenen Werte während der Sägezahnflüge wurden wie in 3.5 erläutert reduziert :

Tabelle 5.15 Reduktion der gemessenen Steiggeschwindigkeiten

Sägezahn		1	2	3	4	5
V_{IAS}	[km/h]	100	120	140	160	190
$H_{1\ ind}$	[ft]	1500	1500	1500	1500	1500
T_1	[K]	293	294	294	294	295
$H_{2\ ind}$	[ft]	2000	2000	2000	2000	2000
T_2	[K]	292	293	293	293	294
dt	[s]	53,9	48,7	47,4	52,9	78,8
n_{ind}	[min ⁻¹]	2120	2180	2220	2300	2420
V_{CAS}	[km/h]	104	127	144	161	189
$H_{1\ cal}$	[ft]	1532	1515	1500	1487	1471
$H_{2\ cal}$	[ft]	2032	2015	2000	1987	1971
$V_{TAS\ 1}$	[km/h]	107,8	131,9	149,5	167,1	196,4
$V_{TAS\ 2}$	[km/h]	108,6	132,8	150,6	168,3	197,8
$V_{TAS\ 1}$	[m/s]	29,95	36,63	41,52	46,42	54,55
$V_{TAS\ 2}$	[m/s]	30,18	36,9	41,83	46,76	54,95
dH	[m]	152,4	152,4	152,4	152,4	152,4
$dH_{korrr\ T}$	[m]	156,7	157,1	157,1	157,1	157,6
$dH_{korrr\ T,v}$	[m]	157,4	158,1	158,8	158,7	159,8
w	[m/s]	2,92	3,25	3,35	3,00	2,02
n_{cal}	[min ⁻¹]	2118	2187	2236	2290	2428
m	[kg]	735	734	732	730	728

Mit Hilfe dieser Werte lässt sich eine Kurve Steiggeschwindigkeit w als Funktion der Flugeschwindigkeit v_{IAS} für die aktuellen Bedingungen erstellen.

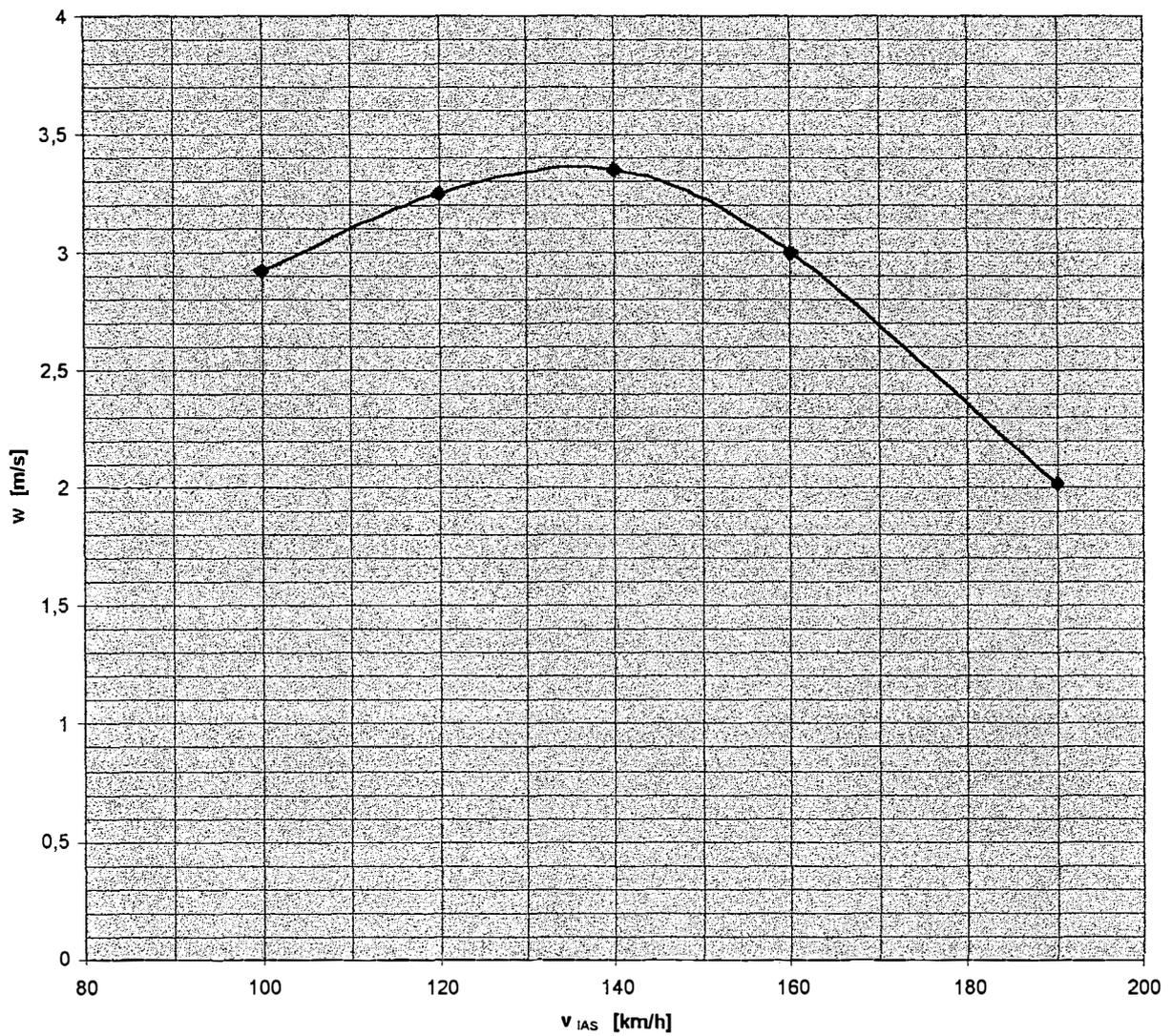


Bild 5.5 $w = f(v_{IAS})$

5.7 Bestimmung von c_{w0} und e aus den Sinkflügen

Die Bestimmung der Werte für c_{w0} und e erfolgte wie unter 3.6 beschrieben durch Gleitflüge mit stillgelegtem Triebwerk.

Folgende Werte wurden gemessen, bzw. berechnet :

Tabelle 5.16 Korrektur der im Versuch gemessenen Sinkgeschwindigkeiten

		Gleitflug 1	Gleitflug 2
V_{IAS}	[km/h]	110	150
$H_{1\ ind}$	[ft]	3400	3400
T_1	[K]	277	278
$H_{2\ ind}$	[ft]	2600	2600
T_2	[K]	276	277
dt	[s]	80,2	59
V_{CAS}	[km/h]	116	152
$H_{1\ cal}$	[ft]	3426	3391
$H_{2\ cal}$	[ft]	2626	2591
$V_{TAS\ 1}$	[km/h]	121,1	158,5
$V_{TAS\ 2}$	[km/h]	119,5	156,5
$v_{TAS\ 1}$	[m/s]	33,64	44,04
$v_{TAS\ 2}$	[m/s]	33,19	43,47
dH	[m]	244	244
$dH_{\ korr\ T}$	[m]	241	241
$dH_{\ korr\ T,\ v}$	[m]	243	244
w	[m/s]	3,03	4,14
m	[kg]	710	705

Die Bahnwinkel γ berechnen sich aus der wahren Eigengeschwindigkeit v_{TAS} und der Sinkgeschwindigkeit w nach der Formel :

$$\gamma = \arcsin (w : v)$$

$$\gamma_{110} = \arcsin (3,03 : 33,41) = 5,20^\circ$$

$$\gamma_{150} = \arcsin (4,14 : 44,26) = 5,43^\circ$$

Die Auftriebsbeiwerte berechnen sich zu

$$c_{a110} = \frac{2 \cdot 710 \cdot 9,81}{1,1393 \cdot 33,42^2 \cdot 14} = 0,782$$

$$c_{a150} = \frac{2 \cdot 705 \cdot 9,81}{1,1407 \cdot 44,26^2 \cdot 14} = 0,442$$

Damit errechnen sich die c_w – Werte zu:

$$c_{w110} = \tan 5,20^\circ \cdot 0,782 = 0,0640$$

$$c_{w150} = \tan 5,43^\circ \cdot 0,442 = 0,0378$$

Der c_w – Wert des stehenden Propellers wird mit dem Verhältnis der Projektionsfläche der Propellerblätter auf die $y - z$ – Ebene des Flugzeuges zur Flügelfläche multipliziert, und dieser Anteil von den c_w – Werten, die aus den Gleitflügen gewonnen wurden, abgezogen.

Projektionsfläche des Propellers :

betrachtet wird die Fläche von $0,3 \div 1,0 r$

Tabelle 5.17 geometrische Daten des Propellers

Segment [r]	mittl. Tiefe [mm]	mittl. EW [°]	A [m ²]
0,3 – 0,4	154	28	0,0136
0,4 – 0,5	147	24	0,0134
0,5 – 0,6	135	20	0,0127
0,6 – 0,7	119	17	0,0114
0,7 – 0,8	98	14	0,00951
0,8 – 0,9	73	12	0,00714
0,9 – 1,0	59	11	0,00579
			0,07354
	für beide Blätter		0,147

Für einen mittleren Anstellwinkel von $\alpha = - 72^\circ$ kann ein c_w – Wert von 0,9 (Dubs 1966,S.143,Abb.130) angesetzt werden.

Das Verhältnis Propellerfläche zu Flügelfläche beträgt $0,147 : 14 = 0,0105$.

Die erflungenen Widerstandsbeiwerte werden folglich um $0,0105 \cdot 0,9 = 0,00945$ vermindert.

Es ergeben sich

$$c_{w110} = 0,05455$$

und

$$c_{w150} = 0,02835$$

Diese Werte in die Gleichung (3.30) eingesetzt ergeben nach Subtraktion und Einsetzen :

$$0,0640 = c_{w0} + k \cdot 0,782^2$$

$$0,0378 = c_{w0} + k \cdot 0,442^2$$

$$k = 0,06296$$

$$e = 0,708$$

$$c_{w0} = 0,0255$$

Die Formel zur Bestimmung des Widerstandsbeiwertes für das Flugzeug lautet also

$$c_w = 0,0255 + \frac{c_{a^2}}{0,708 \cdot \pi \cdot \lambda}$$

Mit Masse $m = 850 \text{ kg}$ und Dichte $\rho = 1,225 \text{ kg m}^{-3}$ ergeben sich dann folgende Überziehgeschwindigkeiten :

Tabelle 5.19 Überziehgeschwindigkeiten

Konfiguration	$C_{a \max}$ [-]	$V_{s \text{ TAS}}$ [m/s]	$V_{s \text{ TAS}}$ [km/h]
Klappen 0	1,139	29,22	105
FW ein			
Klappen 1	1,366	26,69	96
FW ein			
Klappen 2	1,522	25,28	91
FW aus			
Klappen 0	1,691	23,98	86
FW ein			
Vollgas			

6 Ermittlungen der gesuchten Flugleistungen

6.1 Umrechnung von v_{IAS} in v_{CAS}

Die folgende Tabelle ist eine Wiedergabe aus Abschnitt 5.2

Tabelle 6.1 Umrechnung von angezeigter in kalibrierte Geschwindigkeit

v_{IAS} [km/h]	v_{CAS} [km/h]	v_{IAS} [km/h]	v_{CAS} [km/h]
100	104		
102	106	152	154
104	109	154	156
106	111	156	157
108	113	158	159
110	116	160	161
112	118	162	163
114	120	164	164
116	122	166	166
118	125	168	168
120	127	170	170
122	129	172	172
124	130	174	174
126	132	176	176
128	134	178	178
130	135	180	180
132	137	182	182
134	139	184	184
136	140	186	186
138	142	188	188
140	144	190	189
142	145	192	191
144	147	194	193
146	149	196	195
148	150	198	197
150	152	200	199

Die Tabelle als Diagramm wiedergegeben :

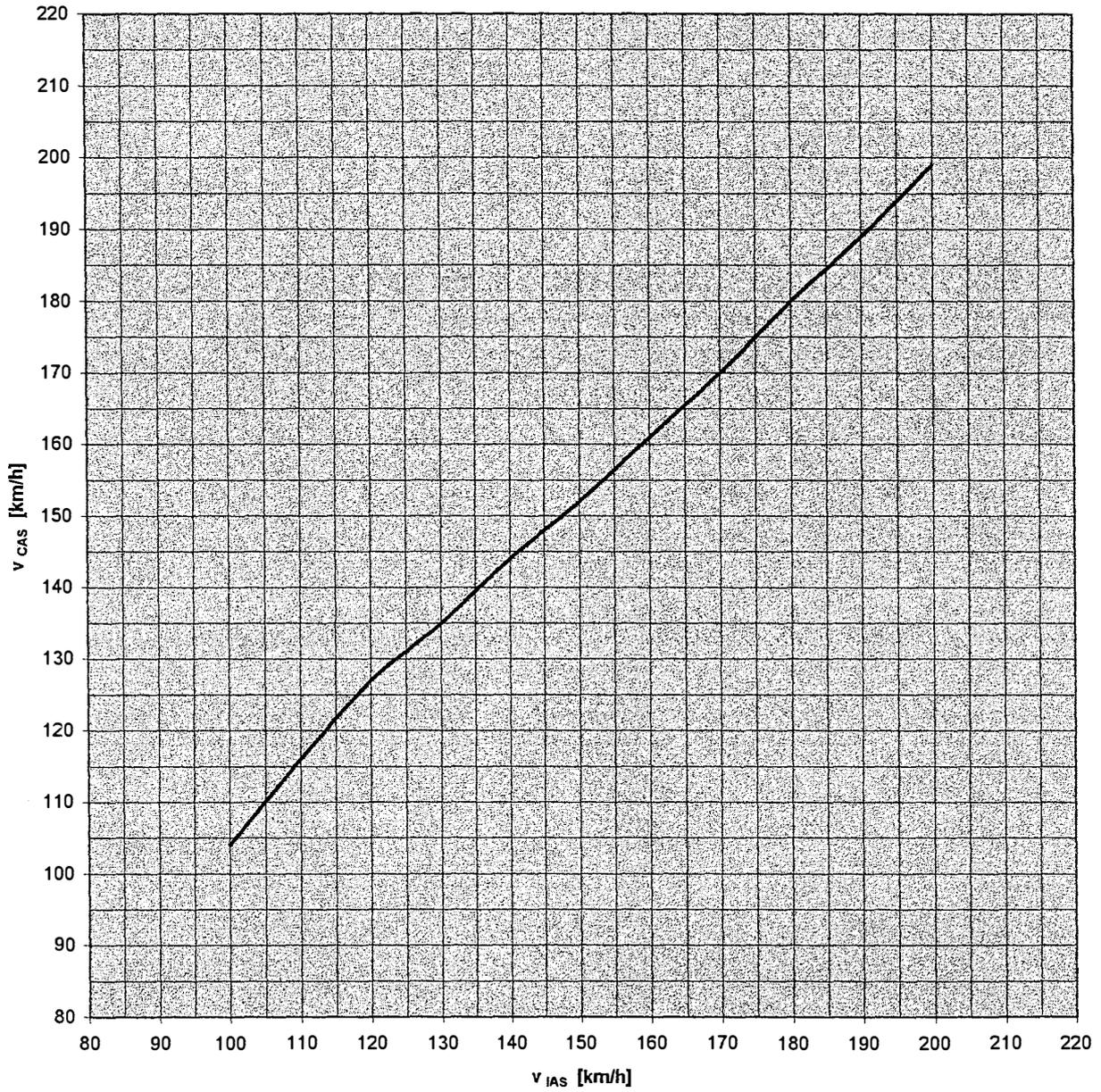


Bild 6.1 Umrechnung $v_{IAS} \leftrightarrow v_{CAS}$

6.2 Überziehggeschwindigkeiten

Die Überziehggeschwindigkeiten werden für die verschiedenen Konfigurationen und festgelegte Massen in Dichtehöhe = 0 m wiedergegeben.

Tabelle 6.2 Überziehggeschwindigkeiten für verschiedene Konfigurationen und Massen

Konfiguration	Masse [kg]	v_s [m/s]	$v_{s\text{ CAS}}$ [km/h]
Klappen 0	850	29,22	105
FW ein	800	28,35	102
	750	27,45	99
	700	26,52	95
Klappen 1	850	26,68	96
FW ein	800	25,88	93
	750	25,06	90
	700	24,21	87
Klappen 2	850	25,28	91
FW aus	800	24,52	88
	750	23,74	85
	700	22,94	83
Klappen 0	850	23,98	86
FW ein	800	23,26	84
Vollgas	750	22,53	81
	700	21,76	78

6.3 Startlauf- und Startstrecken

Bei den Versuchen waren die Spreizklappen in Stellung 0, also eingefahren. In Stellung 1 wäre während der Läufe, die erheblich höhere als die Überziehggeschwindigkeiten erreichten, bei Klappenstellung 1 zu erwarten gewesen, dass kopflastige Längsneigungen entstehen, die die Gefahr einer Bodenberührung des Propellers bergen. Dies musste unter allen Umständen ausgeschlossen werden.

Bei der Berechnung für die gesuchten Strecken mit Spreizklappen in Stellung 1 wird die gleiche Beschleunigung des Flugzeuges unterstellt. Es ist zu erwarten, dass sich die Strecken durch den höheren Luftwiderstand erhöhen und durch den geringeren Rollwiderstand, der durch höheren Auftrieb entsteht, vermindern. Eine quantitative Angabe ist hier jedoch nicht möglich.

Zunächst wird die Abhebegeschwindigkeit v_2 (1,2 fache Überziehggeschwindigkeit) bestimmt

Tabelle 6.3 Bestimmung der Abhebegeschwindigkeit

Klappenstellung		0	1
Masse	[kg]	830	830
Luftdruck	[Pa]	102900	102900
Temperatur	[K]	272	272
Dichte	[kg m ⁻³]	1,3179	1,3179
$C_{a \max}$	[-]	1,139	1,366
v_s	[m/s]	27,84	25,42
v_s	[km/h]	100	92
v_2	[m/s]	33,4	30,5
v_2	[km/h]	120	110

Die Bestimmung von v_H ergibt mit $v_2 = 33,40$ m/s :

$$v_H = \sqrt{2 \cdot g \cdot 15 + 33,40^2} = 37,55 \text{ m/s}$$

und mit $v_2 = 30,5$ m/s

$$v_H = \sqrt{2 \cdot g \cdot 15 + 30,50^2} = 35,00 \text{ m/s}$$

Trägt man die aus den Läufen in jeder Richtung arithmetisch gemittelten Werte aus 4.10 in ein EXCEL – Diagramm ein, so erhält man für die zurückgelegten Wege als Funktion der Zeit in der Form

$$s = a \cdot t^2 + b \cdot t$$

Die aus den Läufen gemittelten Werte ergeben für die Richtungen folgende Tabelle :

Tabelle 6.4 Mittelwerte

Richtung	15	33
s [m]	t [s]	t [s]
0	0,00	0,00
60	8,50	8,17
120	12,25	12,67
180	15,25	15,50
240	17,75	17,83
300	19,75	19,50
360	-	21,67
420	-	23,33
480	-	24,75

Mit Hilfe von EXCEL werden die Gleichungen $s = f(t)$ wie folgt bestimmt :

Richtung 15 : $s = 0,7185 t^2 + 0,9029 t$

Richtung 33 : $s = 0,7890 t^2 - 0,3202 t$

Die ersten Ableitungen lauten :

Richtung 15 : $v = 1,437 t + 0,9029$

Richtung 33 : $v = 1,578 t - 0,3202$

nach t umgeformt :

$$\text{Richtung 15 : } t = (v - 0,9029) : 1,437$$

$$\text{Richtung 33 : } t = (v - 0,3202) : 1,578$$

Während der Versuche herrschte ein konstanter Gegenwind von 5,14 m/s Stärke.

Dieser muss dahingehend berücksichtigt werden, dass bei gleicher zum Abheben bzw. in 15 m Höhe erforderlicher, wahrer Geschwindigkeit unterschiedliche Geschwindigkeiten über Grund erreicht werden müssen.

Die zur Berechnung heranzuziehenden Geschwindigkeiten lauten daher :

Klappen 0 :

$$\text{Richtung 15 : } v_2 = 33,4 \text{ m/s} - 5,14 \text{ m/s} = 28,26 \text{ m/s}$$

$$\text{Richtung 33 : } v_2 = 33,4 \text{ m/s} + 5,14 \text{ m/s} = 38,54 \text{ m/s}$$

$$\text{Richtung 15 : } v_H = 37,55 \text{ m/s} - 5,14 \text{ m/s} = 32,41 \text{ m/s}$$

$$\text{Richtung 33 : } v_H = 37,55 \text{ m/s} + 5,14 \text{ m/s} = 42,69 \text{ m/s}$$

Klappen 1 :

$$\text{Richtung 15 : } v_2 = 30,5 \text{ m/s} - 5,14 \text{ m/s} = 25,36 \text{ m/s}$$

$$\text{Richtung 33 : } v_2 = 30,5 \text{ m/s} + 5,14 \text{ m/s} = 35,64 \text{ m/s}$$

$$\text{Richtung 15 : } v_H = 35,00 \text{ m/s} - 5,14 \text{ m/s} = 29,86 \text{ m/s}$$

$$\text{Richtung 33 : } v_H = 35,00 \text{ m/s} + 5,14 \text{ m/s} = 40,14 \text{ m/s}$$

Somit ergeben sich für die Startlauf- bzw. Startstrecken :

Tabelle 6.5 korrigierte Startlauf- und Startstrecken

Richtung	GS _{v2} [m/s]	GS _{vH} [m/s]	t _{v2} [s]	s _{v2} [m]	t _{vH} [s]	s _{vH} [m]
15 (0)	28,26	32,41	19,04	278	21,93	365
15 (1)	25,36	29,86	17,01	223	20,15	310
33 (0)	38,54	42,69	24,22	455	26,85	560
33 (1)	35,64	40,14	22,01	375	25,23	494

Werden die gefundenen Werte mit der in Abschnitt 3.9 angegebenen Formel (3.36) in Werte bei Windstille umgerechnet, entstehen folgende Strecken für Startlauf bzw. für das Erreichen von 15 m Höhe :

$$s_0 = s_w \cdot \left(\frac{v_{TO}}{v_{TO} - v_w} \right)^{1,85}$$

Tabelle 6.6 Startlauf- und Startstrecken bei Windstille

Richtung	v ₂	v _H	s _{v2}	s _{vH}
15 (0)	33,40	37,55	379	479
15 (1)	30,50	35,00	314	416
33 (0)	33,40	37,55	349	442
33 (1)	30,50	35,40	281	383

Die verbleibenden Differenzen sind auf den Betrag des Exponenten zurückzuführen, der unter idealen Bedingungen 2 lauten müsste. Der Betrag 1,85 ist nach Smith ein empirisch ermittelter Faktor, der Unterschiede z.B. der Rollreibung bei Läufen mit oder gegen den Wind kompensieren soll.

Durch Probieren lässt sich ein Betrag von 1,6 für den Exponenten finden, bei dem die Reduktion der Werte auf Windstille zu gleichen benötigten Strecken führt.

Die Reduzierung auf die Bedingungen Dichtehöhe = 0 m und Masse = 850 kg erfolgt ebenfalls nach der Formel (3.36) .

$$s_0 = s \cdot \left(\frac{m_0}{m}\right)^2 \cdot \frac{\rho}{\rho_0}$$

Unter den Standardbedingungen ergibt sich dann die Startlaufstrecke zu :

$$s_0 = 364m \cdot \left(\frac{850}{830}\right)^2 \cdot \frac{1,3179}{1,225} = 411m$$

für Klappenstellung 0

und

$$s_0 = 298m \cdot \left(\frac{850}{830}\right)^2 \cdot \frac{1,3179}{1,225} = 366m$$

für Klappenstellung 1.

Die Startstrecke über das 15 m Hindernis beträgt :

$$s_{H0} = 461m \cdot \left(\frac{850}{830}\right)^2 \cdot \frac{1,3179}{1,225} = 520m$$

für Klappenstellung 0

und

$$s_{H0} = 400m \cdot \left(\frac{850}{830}\right)^2 \cdot \frac{1,3179}{1,225} = 451m$$

für Klappenstellung 1.

Formel (3.35) nach s aufgelöst ergibt :

$$s = \frac{s_0}{\left(\frac{m_0}{m}\right)^2} = \frac{s_0}{\left(\frac{850}{m}\right)^2}$$

Werden für s_0 als Startlaufstrecke 411 m und als Startstrecke 520 m eingesetzt, ergeben sich :

Tabelle 6.7 Startlauf- und Startstrecken für Dichtehöhe = 0 m und Klappenstellung 0

m [kg]	Startlaufstrecke [m]	Startstrecke [m]
700	279	353
750	320	405
800	364	461
850	411	520

Werden für s_0 als Startlaufstrecke 366 m und als Startstrecke 451 m eingesetzt, ergeben sich :

Tabelle 6.8 Startlauf- und Startstrecken für Dichtehöhe = 0 m und Klappenstellung 1

m [kg]	Startlaufstrecke [m]	Startstrecke [m]
700	248	306
750	285	351
800	324	400
850	366	451

6.4 Wirkungsgrad des Propellers

Der Wirkungsgrad des Propellers η_P ist definiert als das Verhältnis von abgegebener Leistung zu der dem Propeller zugeführten Wellenleistung, wobei die vom Propeller abgegebene Leistung mit der vom Flugzeug aufgenommenen (Widerstand \times Geschwindigkeit + evtl. Steigleistung) gleichgesetzt werden kann. Die zugeführte Leistung entspricht der Wellenleistung des Motors unter den aktuellen äusseren Bedingungen. Sie reduziert sich gegenüber der Bodenleistung um den Faktor des Leistungskoeffizienten ν (3.18).

Die Bodenleistung des Hirth HM 504 - Motors ist in der Originalunterlage (**Bild D.1**) als Diagramm $P = f(n)$ angegeben. Aus zwei Punkten einer Geraden lässt sich eine Gleichung für die Bodenleistung als Funktion der Motordrehzahl erstellen:

$$P = 0,0295 \cdot n + 3,454 \quad [\text{kW}]. \quad (6.1)$$

Aus der Kurve der verfügbaren Drehzahlen und dem Leistungskoeffizienten lässt sich für jede beliebige Fluggeschwindigkeit die zur Verfügung stehende Wellenleistung P_W bestimmen.

Die Steiggeschwindigkeit w [m/s] eines Flugzeuges bestimmt sich nach

$$w = \frac{(F - W) \cdot v}{m \cdot g} = \frac{F \cdot v - W \cdot v}{m \cdot g} \quad (6.2)$$

Darin sind :

- $F \cdot v$ die vom Propeller abgegebene Leistung ($= P_W \cdot \eta_P$)
- $W \cdot v$ die für die aktuelle Geschwindigkeit im Horizontalflug erforderliche Leistung
- m die aktuelle Masse des Flugzeuges

Die Steiggeschwindigkeit eines Flugzeuges berechnet sich zu

$$w = \frac{(F - W) \cdot v}{m \cdot g} \quad (6.3)$$

Diese Gleichung nach dem Schub F aufgelöst lautet :

(6.4)

$$F = \frac{W}{v} \cdot m \cdot g + W$$

Darin ist der Widerstand W

$$W = (c_{w0} + \frac{c_a^2}{e\pi\lambda}) \cdot \frac{\rho}{2} v^2 \cdot S$$

und der Auftriebsbeiwert c_a ist eine Funktion der wahren Fluggeschwindigkeit v_{TAS} .

Die vom Propeller an das Flugzeug abgegebene Leistung ist das Produkt aus Schub und Geschwindigkeit $F \cdot v$.

Mit den Daten der Sägezahnflüge lässt sich folgende Tabelle erstellen :

Tabelle 6.9 Daten zur Bestimmung des Propellerwirkungsgrades

SZ	n [min ⁻¹]	m [kg]	ρ [kg m ⁻³]	v/n [m/s/min]	v [-]	Fv [kW]	P _w [kW]	λ [-]	η_P [-]
1	2118	735	1,1351	0,0142	0,926	40,32	61,06	0,1356	0,660
2	2187	734	1,1260	0,0168	0,921	43,39	62,60	0,1606	0,693
3	2236	732	1,1305	0,0186	0,923	46,01	64,07	0,1781	0,718
4	2290	730	1,1272	0,0203	0,922	46,64	65,47	0,1944	0,712
5	2428	728	1,1240	0,0225	0,921	47,63	69,15	0,2154	0,689

Als Diagramm :

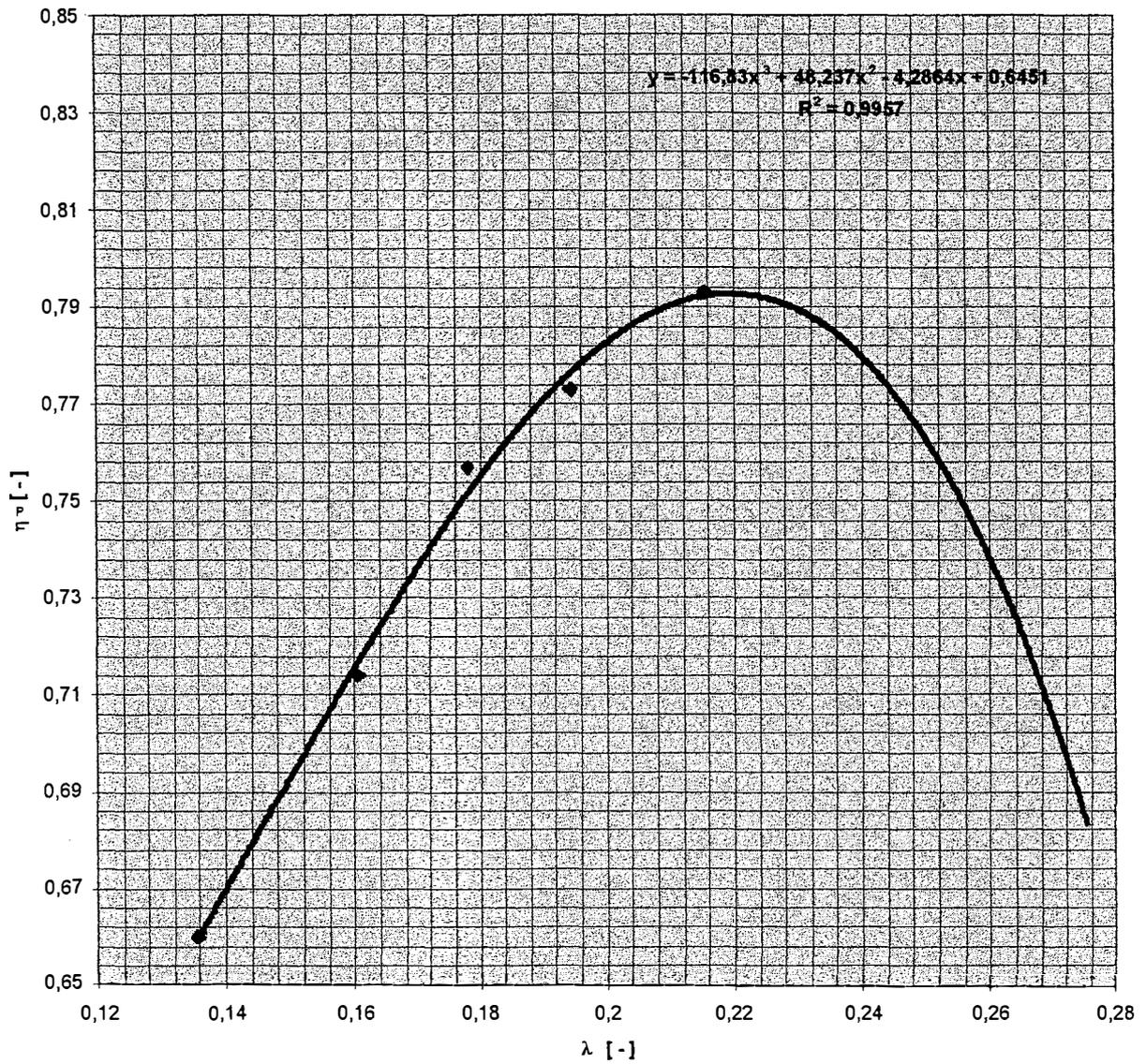


Bild 6.2 Propellerwirkungsgrad als Funktion des Fortschrittsgrades

Mit der vom Programm EXCEL bestimmten, polynomischen Gleichung dritten Grades lässt sich eine Tabelle für den Wirkungsgrad des Propellers als Funktion der Verhältnisses v/n und des Fortschrittgrades λ erstellen :

Tabelle 6.10 Wirkungsgrad des Propellers

v/n [m/s/min]	λ [-]	η_P [-]
0,014	0,1338	0,655
0,015	0,1433	0,678
0,016	0,1529	0,700
0,017	0,1624	0,721
0,018	0,1720	0,740
0,019	0,1815	0,758
0,020	0,1911	0,772
0,021	0,2006	0,783
0,022	0,2102	0,790
0,023	0,2197	0,793
0,024	0,2293	0,790
0,025	0,2389	0,781
0,026	0,2484	0,766
0,027	0,2580	0,744
0,028	0,2675	0,714

6.5 Steiggeschwindigkeiten

Die Steiggeschwindigkeiten als Funktion der Dichtehöhe und der Flugzeugmasse werden ebenfalls nach Formel (6.3) berechnet. Es werden die verfügbaren Drehzahlen aus Abschnitt 4.5 und der Propellerwirkungsgrad aus Tabelle 6.10 als Funktionen des Verhältnisses v/n herangezogen

Die wahre Eigengeschwindigkeit v_{TAS} wird aus dem Verhältnis v/n und der verfügbaren Drehzahl n_{verf} bestimmt, so dass sich eine Kurve der bei vollgeöffneter Drosselklappe von der Dichtehöhe und Flugzeugmasse abhängigen Steiggeschwindigkeit erstellen lässt.

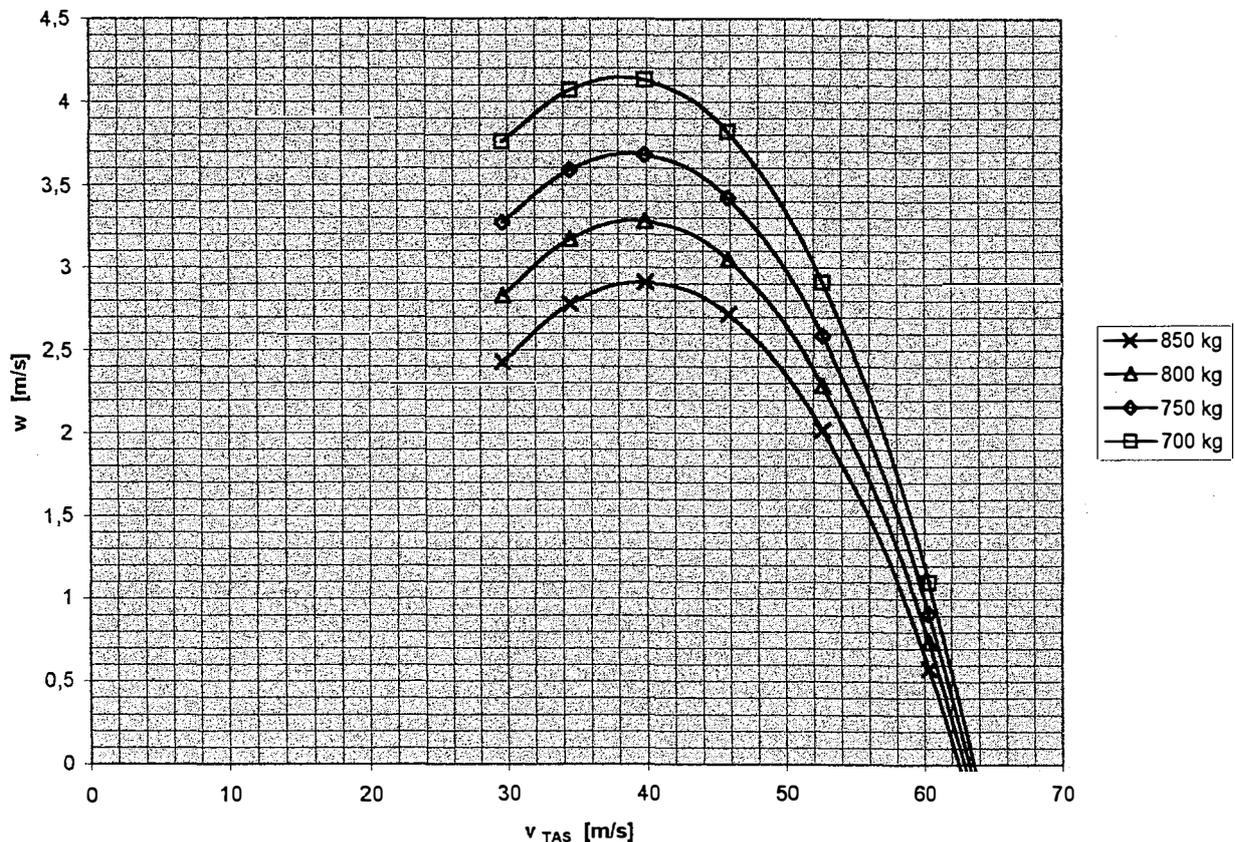


Bild 6.3 Steigrate als Funktion der wahren Eigengeschwindigkeit und Masse

Aus dem Diagramm lassen sich ebenfalls die für die genannten Massen bei voll geöffneter Drosselklappe erreichbaren Höchstgeschwindigkeiten in der Dichtehöhe 0 m ablesen.

Weitere Diagramme und Tabellen zu Steigleistungen in verschiedenen Dichtehöhen mit den hier genannten Massen sind im Anhang D gezeigt.

6.6 Sinkgeschwindigkeiten

Die Sinkgeschwindigkeiten werden ebenfalls nach Formel (6.3) berechnet, indem der Schub F gleich null gesetzt wird. Das Diagramm zeigt die Sinkgeschwindigkeiten als Funktion der wahren Eigengeschwindigkeit und der Masse in Dichtehöhe null.

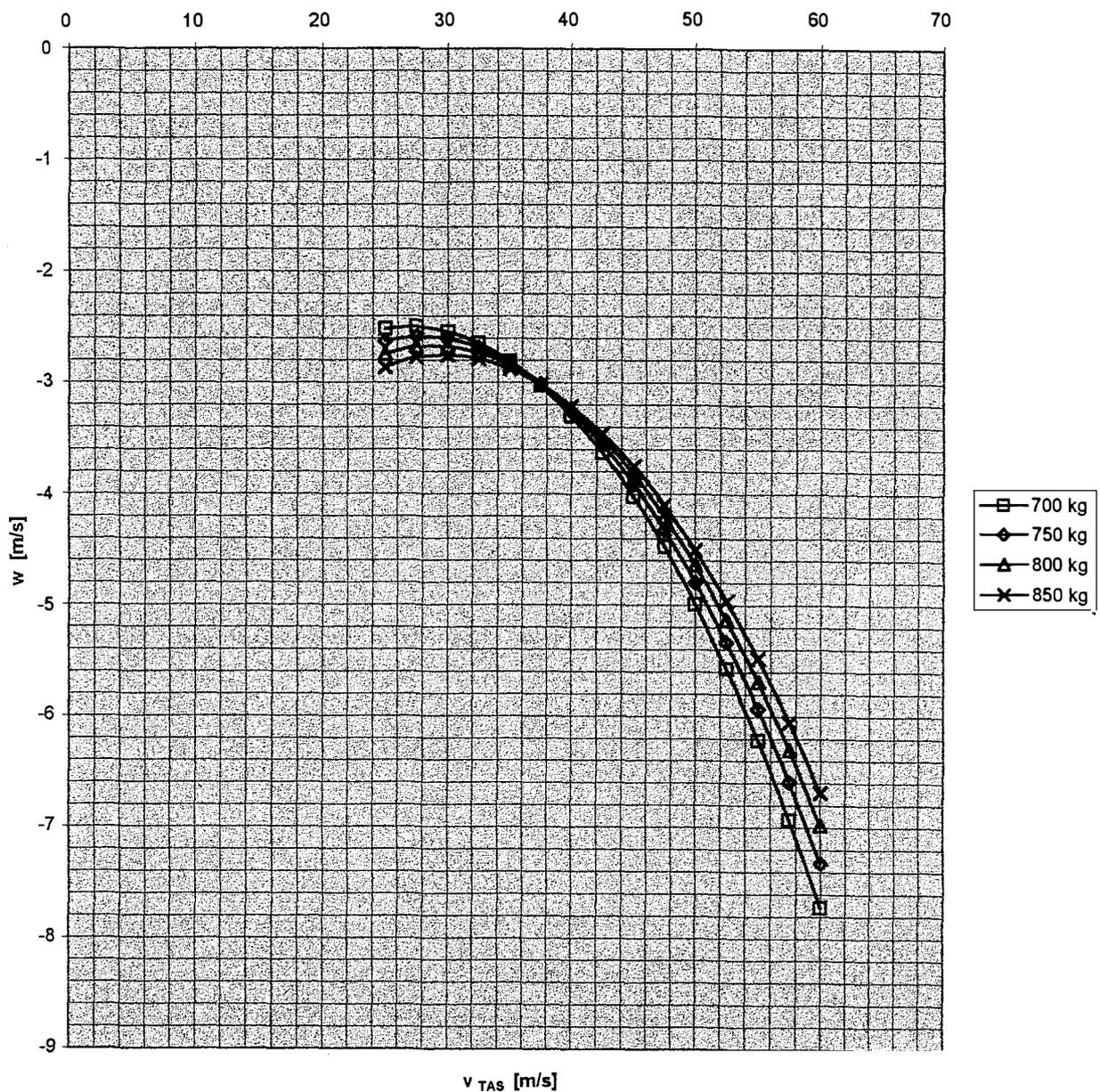


Bild 6.4 Sinkgeschwindigkeiten als Funktion der wahren Eigengeschwindigkeit

Wird das oben abgebildete Diagramm für andere Dichtehöhen umgerechnet, ergeben sich folgende wahren Eigengeschwindigkeiten für den besten Gleitwinkel :

Tabelle 6.11 wahre Eigengeschwindigkeiten [km/h] für bestes Gleiten

Masse [kg]	700	750	800	850
Dichtehöhe [ft]				
0	128	132	137	142
5000	138	142	146	151
10000	149	154	159	164

Nach Umrechnung der wahren Eigengeschwindigkeit in die kalibrierte Geschwindigkeit mittels der Dichtekorrektur und Anbringung des Fahrtmesserfehlers aus 6.1 ergeben sich folgende angezeigte Geschwindigkeiten für bestes Gleiten:

Tabelle 6.12 angezeigte Geschwindigkeiten [km/h] für bestes Gleiten

Masse [kg]	700	750	800	850
Dichtehöhe [ft]				
0	121	126	132	138
5000	121	126	132	136
10000	121	127	132	137

Ebenfalls aus dem Diagramm sind die wahren Eigengeschwindigkeiten für die niedrigste Sinkgeschwindigkeit entnommen und umgerechnet :

Tabelle 6.13 wahre Eigengeschwindigkeiten [km/h] für geringstes Sinken

Masse [kg]	700	750	800	850
Dichtehöhe [ft]				
0	97	100	103	107
5000	104	108	111	115
10000	113	117	120	124

Nach Umrechnung der wahren Eigengeschwindigkeit in die kalibrierte Geschwindigkeit mittels der Dichtekorrektur und Anbringung des Fahrtmesserfehlers aus 6.1 ergeben sich folgende angezeigte Geschwindigkeiten für geringstes Sinken :

Tabelle 6.14 angezeigte Geschwindigkeiten [km/h] für geringstes Sinken

Masse [kg]	700	750	800	850
Dichtehöhe [ft]				
0	93	96	99	103
5000	93	96	99	103
10000	93	97	99	103

6.7 Gleitflughöhe

Die Gleitflughöhe wird wie folgt bestimmt:

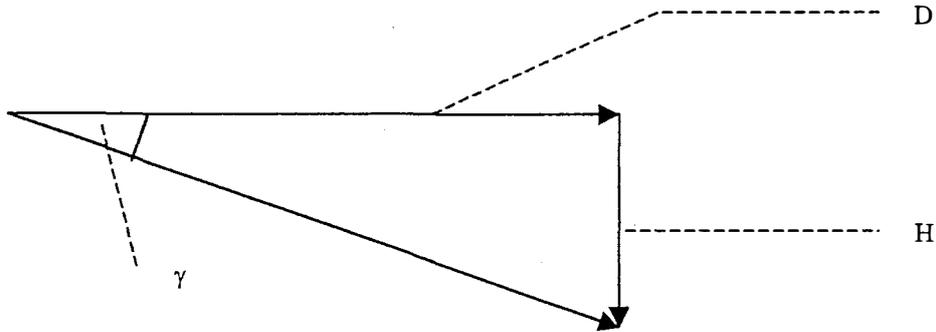


Bild 6.5 horizontale und vertikale Gleitflugstrecke

Es gilt :

$$D = \frac{H}{\tan \gamma} \quad (6.5)$$

ebenso gilt :

$$\tan \gamma = \frac{c_w}{c_a} \quad (3.27)$$

Daraus folgt :

$$D = \frac{c_a}{c_w} \cdot H \quad (6.6)$$

Die grösste Gleitflugreichweite wird also bei der Geschwindigkeit erreicht, bei der das Verhältnis c_a / c_w maximal wird

Bei 39,1 m/s in Dichtehöhe 0 m erreicht das Verhältnis den Wert 12,47 , so dass sich eine Tabelle für die Gleitflugreichweite erstellen lässt.

Tabelle 6.15 Gleitflugreichweite

Höhe [m]	500	1000	1500	2000	2500	3000
Gleitflugreichweite [km]	6,235	12,47	18,705	24,94	31,175	37,41

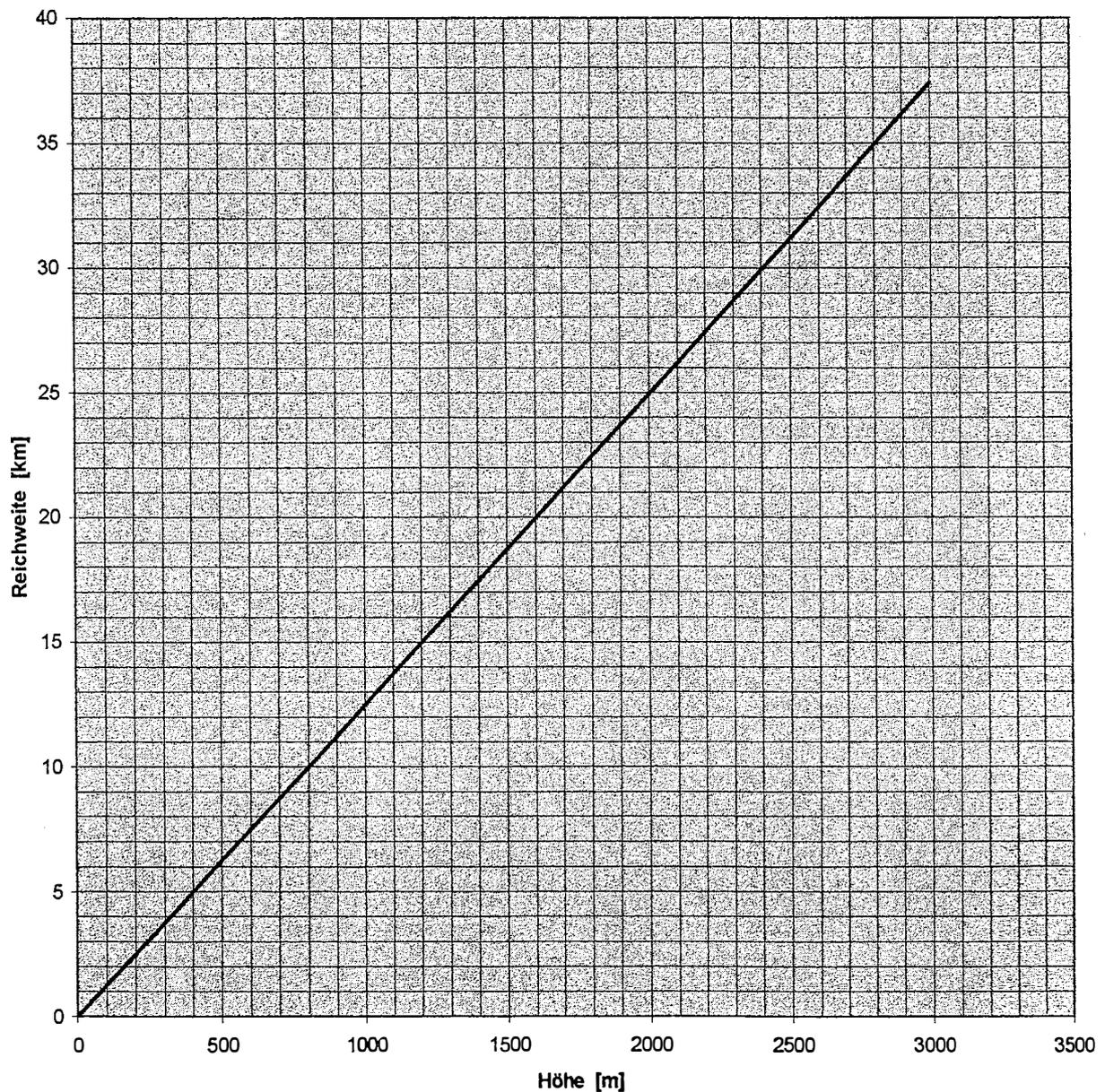


Bild 6.6 Gleitflugreichweite

6.8 Reisefluggeschwindigkeiten

Die Reisefluggeschwindigkeiten können ebenfalls aus den Kurven $n = f(v/n)$ für verschiedene Dichtehöhen und Massen entnommen werden. Sie sind an dieser Stelle tabellarisch für die höchstzulässige Dauerdrehzahl des Motors von 2300 min^{-1} und für 2100 min^{-1} dargestellt, weitere Diagramme finden sich in Abschnitt 8 und im Anhang D.

Tabelle 6.16 Reisegeschwindigkeit bei 2300 min^{-1}

Dichtehöhe	[m]	0	1000	2000	3000
V Reise 850 kg	[m/s]	56,12	55,2	53,82	52,44
V Reise 800 kg	[m/s]	56,81	55,89	54,74	53,36
V Reise 750 kg	[m/s]	57,5	56,58	55,43	54,28
V Reise 700 kg	[m/s]	58,19	57,27	56,12	54,97

Tabelle 6.17 Reisegeschwindigkeit bei 2100 min^{-1}

Dichtehöhe	[m]	0	1000	2000	3000
V Reise 850 kg	[m/s]	49,35	48,30	47,04	45,57
V Reise 800 kg	[m/s]	49,98	48,99	47,88	46,41
V Reise 750 kg	[m/s]	50,61	49,69	48,72	47,25
V Reise 700 kg	[m/s]	51,45	50,40	49,35	48,30

6.9 Durchschnittlicher Kraftstoffverbrauch

Der durchschnittliche Kraftstoffverbrauch des Flugzeuges beträgt nach den Aufzeichnungen der Deutsche Lufthansa Berlin – Stiftung etwa 20 ltr/h. Dieser Wert ist aber nicht auf bestimmte Betriebsbedingungen bezogen und ist daher für Reichweitenbestimmungen nur bedingt geeignet. Versuche zur genaueren Bestimmung des Verbrauches unter definierten Reiseflugbedingungen konnten aus Zeitgründen nicht durchgeführt werden. Die Herstellung von Analogien zu bauartähnlichen Motoren gelang wegen fehlender Daten über den indizierten Mitteldruck der Verbrennung und über das Drehmoment als Funktion der Drehzahl beim Hirth – Motor nicht.

In der Literatur (**Schneider, 1939/40, S. 184**) wurde lediglich eine Angabe zum spezifischen Verbrauch bei einer Drehzahl von 2360 min^{-1} gefunden. Auf diesem Wert aufbauend lässt sich eine Aussage treffen. Allerdings wird dieser Wert mit erfliegenen und berechneten Geschwindigkeiten bei 2300 min^{-1} in Reichweite umgerechnet, da diese Drehzahl an anderer Stelle (**Bild D.1**) als höchstzulässige Dauerdrehzahl genannt wird.

Im Flugzeug - Typenbuch wird für Dauerleistung ein Verbrauch von 228 g/PSh genannt.

Nach Umrechnung ergibt sich ein Wert von 310 g/kWh.

Bei der genannten Drehzahl entwickelt der Motor eine Leistung von

$$P_w = (0,0295 \cdot 2360 + 3,454) \text{ kW} = 73 \text{ kW} \quad (\text{Bild D.1})$$

Der Verbrauch pro Flugstunde beläuft sich damit auf 31,4 ltr.

Unterstellt man denselben spezifischen Verbrauch bei einer Drehzahl von 2300 min^{-1} , in Wirklichkeit wird er etwas geringer sein, ergeben sich folgende Werte :

$$P_w = (0,0295 \cdot 2300 + 3,454) \text{ kW} = 71,3 \text{ kW}.$$

Der Verbrauch pro Flugstunde beläuft sich damit auf 30,7 ltr.

Bei einer für alle Gewichte durchschnittlichen wahren Eigengeschwindigkeit von 56 m/s in 1000 m Flughöhe ergibt sich ein Verbrauch von 15,3 l/100 km. Bei etwa 105 l ausfliegbarem Kraftstoff errechnet sich eine Reichweite von etwa 700 km ohne Reserven

6.10 Polare des Flugzeuges

Für die Darstellung wird ein Lilienthalsches Polardiagramm gewählt :

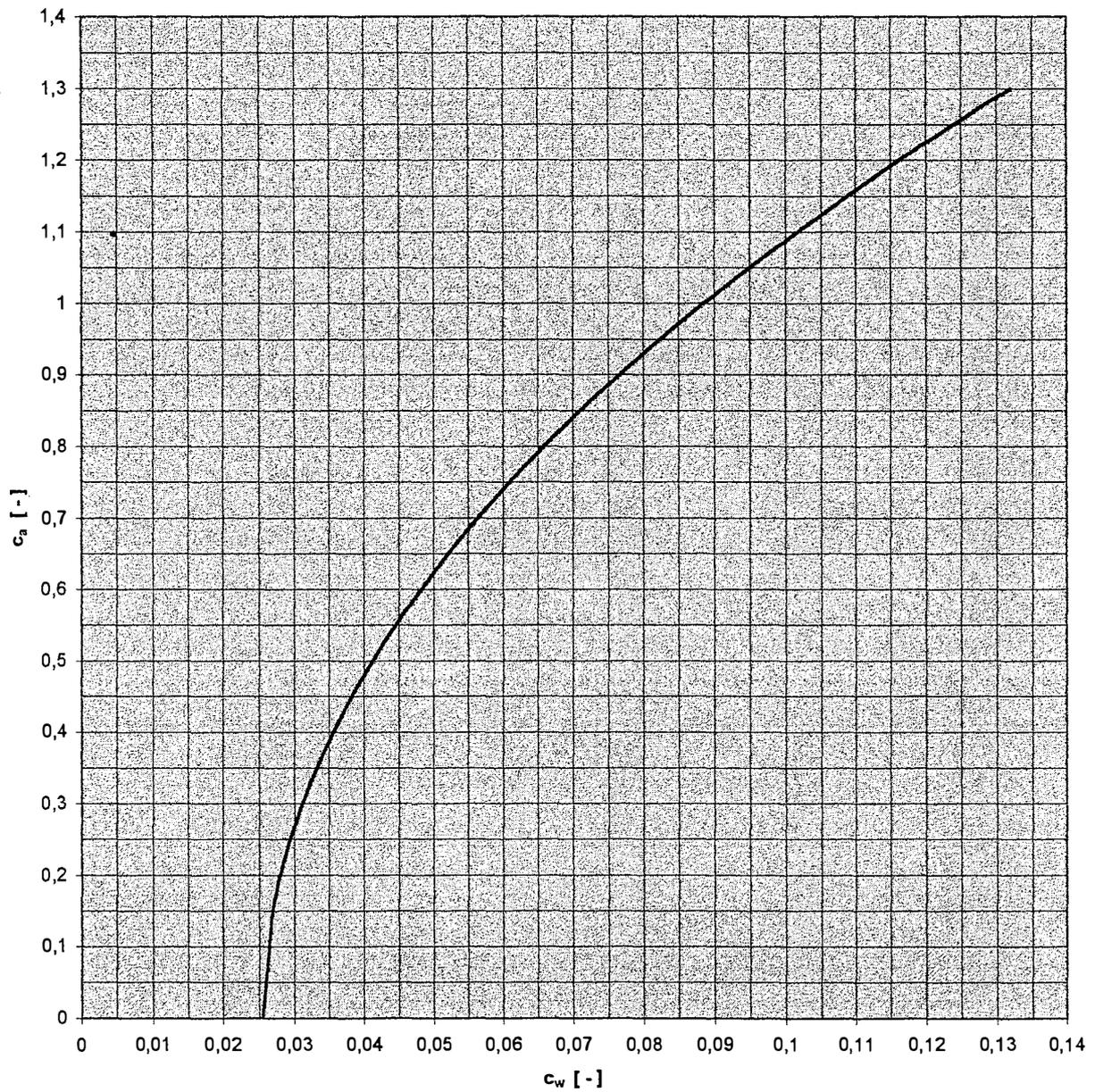


Bild 6.7 Polare Ar 79 B

6.11 Abschätzung der Genauigkeit der Messungen und Berechnungen

Bei Flugversuchen treten, wie bei allen anderen Versuchen auch, Mess- und Rundungsfehler auf. Die Messfehler werden durch nicht geeignete Messeinrichtungen, zufällige Variationen von Parametern und Ableseungenauigkeiten verursacht. Gerundete Ergebnisse, die für weitere Rechnungen verwendet werden, verfälschen nachfolgende Resultate..

Bei dieser Arbeit sollen nicht einzelne Ergebnisse einer Fehlerbetrachtung unterzogen werden, statt dessen werden Flugleistungsparameter, die nach unterschiedlichen Mess- und Berechnungsverfahren bestimmt wurden, miteinander verglichen.

Am einfachsten ist dies mit der bestimmten Höchstgeschwindigkeit möglich.

Sie wurde mit drei verschiedenen Verfahren ermittelt. Erstens nach der Methode der erforderlichen und verfügbaren Drehzahlen, zweitens mit der Berechnung der Steiggeschwindigkeiten aus den Sägezahnflügen, und drittens durch einen Vergleich der Kurven „ c_w/c_a “ und „ $F/m \cdot g$ “ über der Geschwindigkeit.

Hierzu noch einige kurze Erläuterungen.

- zur Drehzahlmethode : Bei der Höchstgeschwindigkeit eines Flugzeuges stimmen die erforderliche und die verfügbare Drehzahl überein, die jeweiligen Kurven überschneiden sich.
- zu den Sägezahnflügen : Hat das Flugzeug bei voll geöffneter Drosselklappe eine Geschwindigkeit erreicht, bei der es nicht mehr steigen kann, ist diese Geschwindigkeit die Höchstgeschwindigkeit. Es sei nochmals betont, dass Der Rechenweg sich von dem bei der Erstellung der Diagramme $n = f(v/n)$ grundsätzlich unterscheidet.
- zu den Kurven F/mg : Mit Schub = Widerstand und $m \cdot g =$ Auftrieb wird aus $F/mg = W/A$, daraus nach Kürzen c_w/c_a . Somit repräsentiert die Kurve F/mg den verfügbaren, die Kurve c_w/c_a den erforderlichen Schub. Der Schnittpunkt der beiden Kurven über der Geschwindigkeit markiert die erreichbare Höchstgeschwindigkeit. Die Bestimmung des verfügbaren Schubes setzt die Kenntnis des Propellerwirkungsgrades voraus, der aus den Ergebnissen der Sägezahnflüge bestimmt wurde.

Folgende Diagramme basieren auf Dichtehöhe Null und 850 kg Flugzeugmasse.

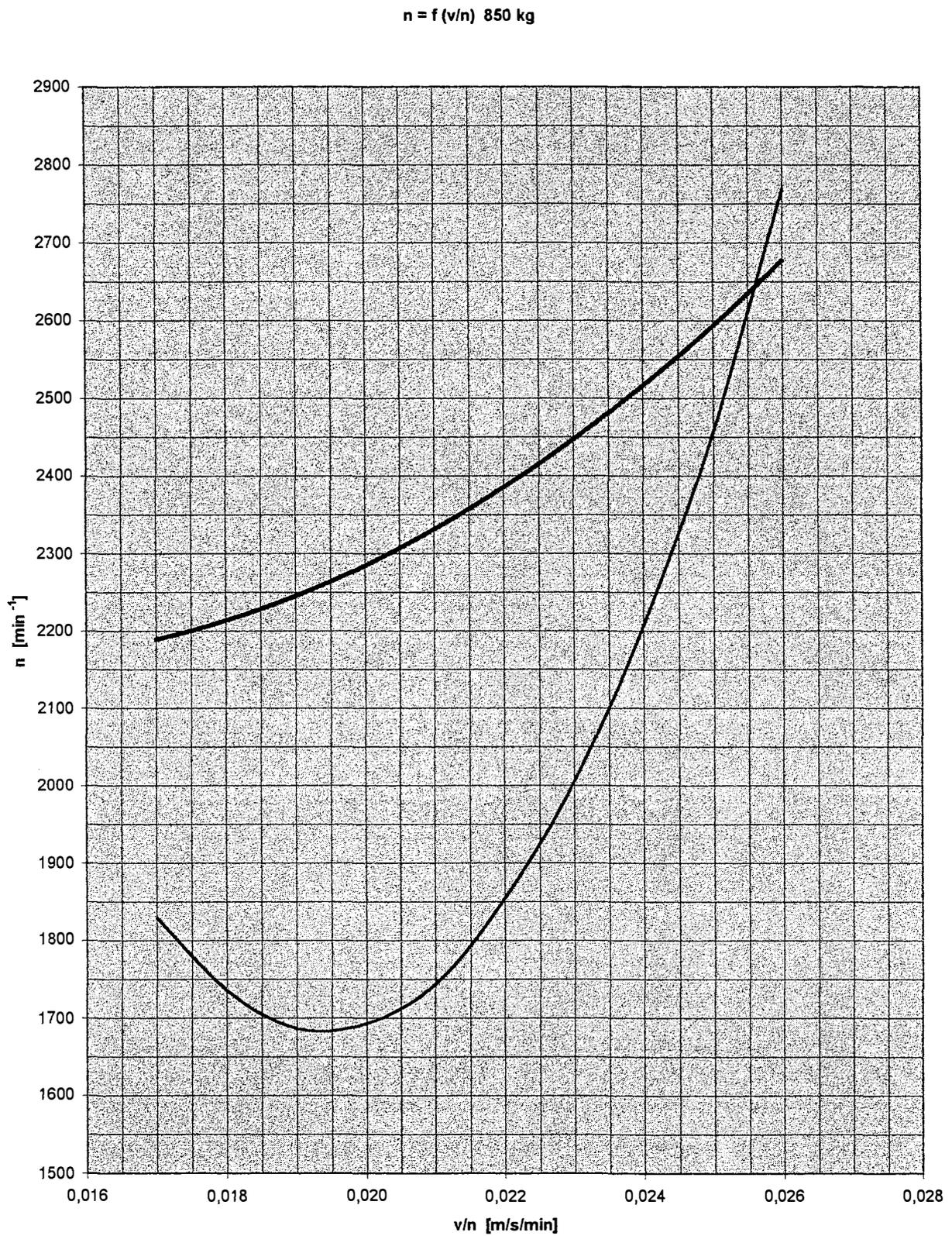


Bild 6.8 Bestimmung der Höchstgeschwindigkeit nach der Drehzahlmethode

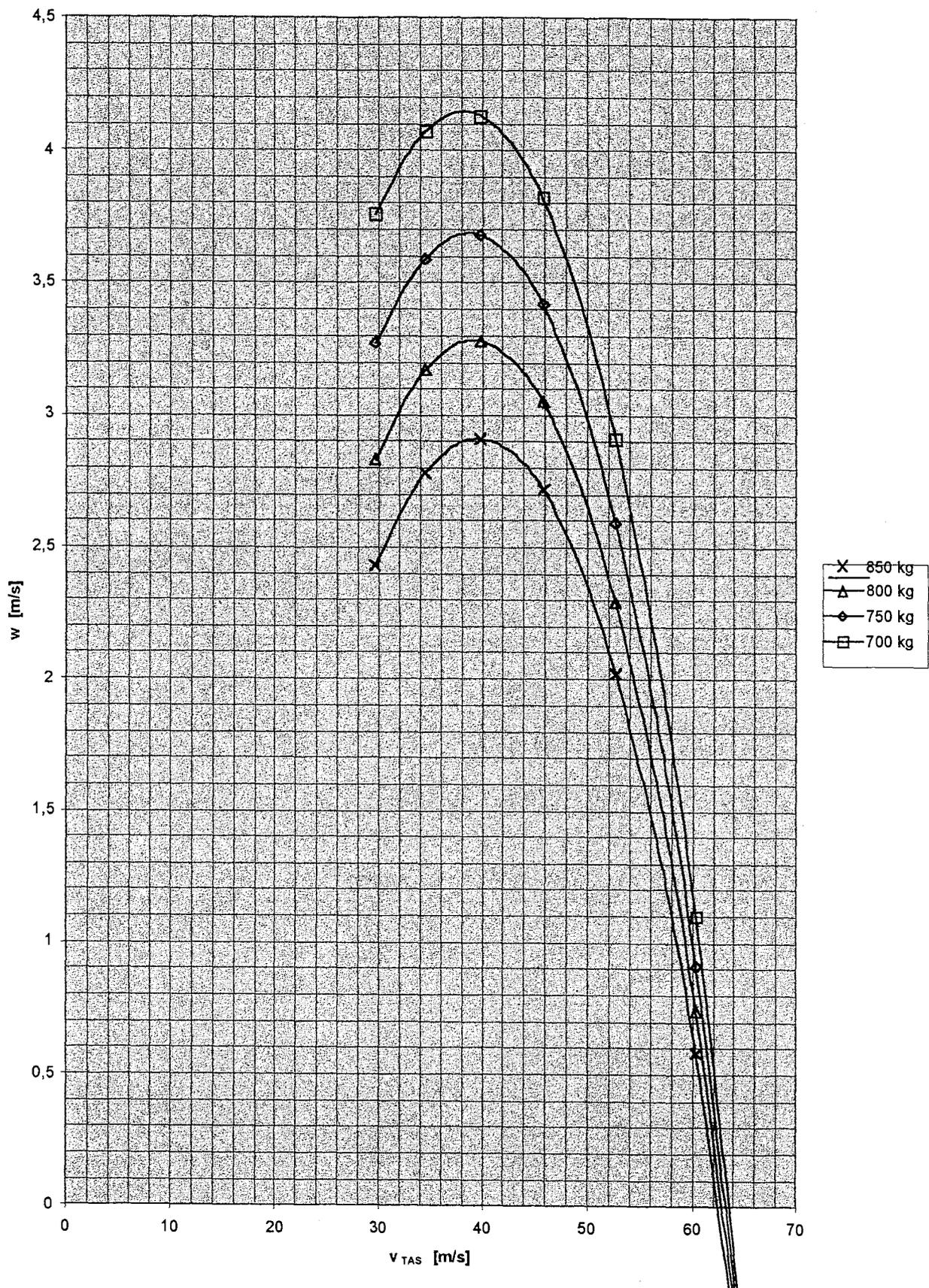


Bild 6.9 Bestimmung der Höchstgeschwindigkeit nach $w = f(v)$

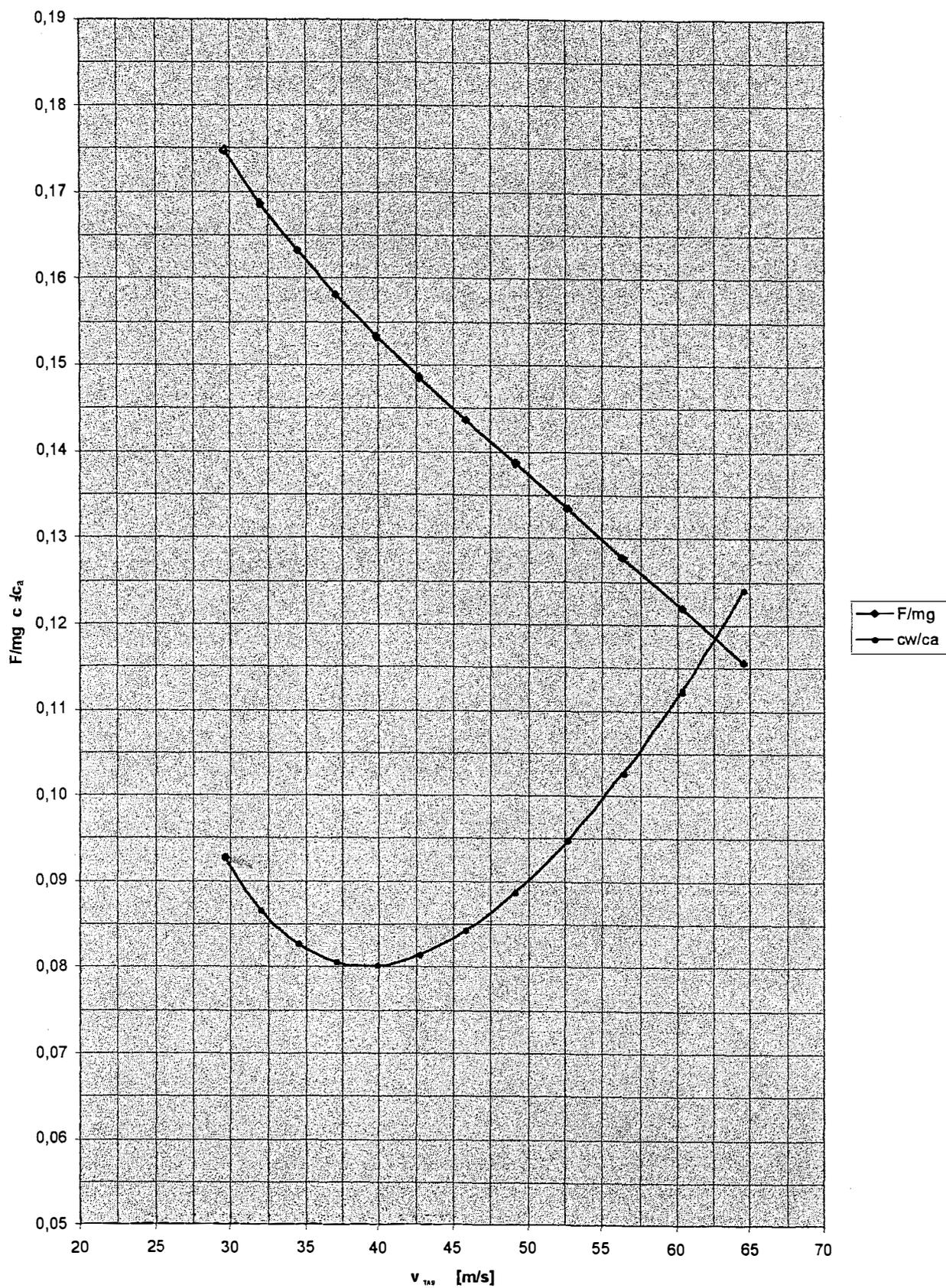


Bild 6.10 Bestimmung der Höchstgeschwindigkeit nach F/mg und c_w / c_a über v_{TAS}

Die Höchstgeschwindigkeiten bestimmen sich aus den drei Verfahren wie folgt :

$$\text{nach } n = f(v/n) : \quad v_{\max} = 67,5 \text{ m/s} = 243 \text{ km/h}$$

$$\text{nach } w = f(v) : \quad v_{\max} = 62,5 \text{ m/s} = 225 \text{ km/h}$$

$$\text{nach } F / mg : \quad v_{\max} = 63,0 \text{ m/s} = 227 \text{ km/h}$$

Dabei fällt die starke Abweichung des ersten Wertes auf. Es kann davon ausgegangen werden, dass der Grund hierfür die Streuung der aufgenommenen Werte $n = f(v)$ im Flugversuch ist, die sich bei der Mittelwertbildung auswirkt. Ursachen hierfür können die nichtausreichende Stabilisierung im unbeschleunigten Horizontalflug und / oder unruhige Anzeige des Drehzahlmessers und damit das Aufnotieren ungenauer Werte für die erforderliche Drehzahl sein.

Die hier festgestellte maximale Abweichung der Ergebnisse beträgt acht Prozent, die Abweichung zwischen den Verfahren zwei und drei 0,8 Prozent.

7 Beschreibung der ausgewählten Flugeigenschaften

7.1 Taumelschwingung

Die durchgeführten Versuche für die Taumelschwingung ergaben eine Schwingdauer für eine Periode von $T = 3 \text{ s}$.

mit diesem Wert T ergibt sich für die Kreisfrequenz ω

$$\omega = 2 \cdot \pi \cdot f = 2 \cdot \pi \cdot \frac{1}{T} = 2 \cdot \pi \cdot \frac{1}{3} = 2,07 \quad (7.1)$$

Die Military Specification MIL – F – 8785 C fordert für Flugzeuge der Class I (Leichtflugzeuge) in Flugphasen der Kategorie B (nonterminal flight phases, e.g. cruise) einen Mindestwert von $\omega = 0,4$ für level 1 performance, d.h. die beste Güteklasse.

Dieser Wert wird von der Ar 79 B erreicht und überboten.

Für die Dämpfung, die nach Schätzung des Abklingverhaltens einen Wert von $\zeta_D = 0,4 \div 0,5$ erreicht, verlangt die genannte Spezifikation einen Mindestwert von $\zeta_D = 0,08$.

Dieser Wert wird von der Ar 79 B ebenfalls erreicht und überboten.

Damit erreicht das Flugzeug beim Kriterium Taumelschwingung Flugeigenschaften nach Level 1.

7.2 Phygoide

Die Flugzeugbewegung bei der Phygoide wird durch die Höhe als Funktion der Zeit nach

$$h = h_{\max} \cdot e^{-\lambda t} \cdot \sin \omega t - \Delta h \cdot \frac{2\pi}{\omega} \quad (7.2)$$

beschrieben.

Nach Bildung der Mittelwerte und Einsetzen der gefundenen Werte werden durch Probieren Werte für ω und λ gefunden, für die nach der Methode der kleinsten Fehlerquadrate die Abweichungen minimal werden. Die graphischen Darstellungen der gerechneten Flugbahnen sind in Anhang D (**Bild D.18/19**) aufgeführt.

Folgende Werte für ω und λ werden ermittelt :

Tabelle 7.1 Frequenz und Dämpfung der Phygoide

Bedingung	ω	λ
loses Ruder	0,2033	0,0304
festes Ruder	0,243	0,0094

Die Tabelle zeigt für die Phygoide mit festem Ruder eine sehr schwache Dämpfung. Nach der Spezifikation MIL – F – 8785 C erreicht die Arado damit nur Class 2 Qualität.

7.3 Spiralbewegung

Wegen der in Abschnitt 4.13 erwähnten Tendenz des Flugzeuges, stets nach rechts zu rollen, ist es nicht möglich, quantitative Aussagen über die Spiralstabilität vorzunehmen. Es kann lediglich der subjektive Eindruck des Piloten angeführt werden, der ausreichende Spiralstabilität, hohe Wendigkeit und sehr gute Steuerbarkeit festgestellt hat.

Die Ermittlung und Auswertung der gesuchte Werte bleibt weiteren Untersuchungen vorbehalten.

8 Darstellung der Flugleistungen in der Form eines Flughandbuches

Die in den vorangestellten Abschnitten ermittelten Werte werden hier in der Form und Reihenfolge aufbereitet wiedergegeben, wie ein Pilot sie zur Vorbereitung und Durchführung von Flügen benötigt. Sie geben ihm die notwendigen Informationen zum sicheren Betrieb des Flugzeugmusters Arado Ar 79 B im Normalbetrieb und nach Ausfall des Motors zur Planung und sicheren Durchführung von Aussenlandungen.

Die Daten werden in Tabellen- und Diagrammform gezeigt. Bei der Benutzung von Tabellen ist stets der nächst schlechtere Wert heranzuziehen, um auf der sicheren Seite zu bleiben. Sollte dieses Verfahren den beabsichtigten Flug als nicht durchführbar erscheinen lassen, können mit Hilfe der in den vorangegangenen Abschnitten gezeigten Rechenmethoden unter Umständen geringfügig höhere Leistungswerte gefunden werden, die dann auch zur Planung und Durchführung von Flügen benutzt werden können.

Alle Geschwindigkeiten werden in der Einheit km/h, alle Höhenangaben in der Einheit ft und alle Entfernungen in den Einheiten m oder km gegeben, da diese bei den im Flugzeug installierten Instrumenten Verwendung finden.

8.1 Startstrecken und Startgeschwindigkeiten

Für einen sicheren Start müssen in einer Höhe von 15 m abhängig von der aktuellen Startmasse folgende angezeigte Geschwindigkeiten v_{IAS} geflogen werden :

Tabelle 8.1 angezeigte Geschwindigkeiten für den Start

Konfiguration : Spreizklappe eingefahren					
Startmasse	[kg]	700	750	800	850
v_{IAS}	[km/h]	109	114	118	121

Tabelle 8.2 angezeigte Geschwindigkeiten für den Start

Konfiguration : Spreizklappe Stellung 1					
Startmasse	[kg]	700	750	800	850
v_{IAS}	[km/h]	100	103	107	110

Tabelle 8.3 Bestimmung der Dichtehöhe [ft]
in Abhängigkeit der Höhe des Startplatzes und der Lufttemperatur

Temp [C]	0	5	10	15	20	25	30	35	40
H [ft]									
0	< 0	< 0	< 0	0	590	1170	1730	2280	2820
500	< 0	< 0	20	620	1210	1780	2340	2830	3430
1000	< 0	40	640	1240	1820	2390	2950	3490	4030
1500	40	660	1260	1850	2430	3000	3560	4100	4630
2000	660	1280	1880	2470	3050	3610	4160	4710	5240
2500	1290	1900	2500	3090	3660	4220	4770	5310	5840
3000	1910	2520	3120	3700	4270	4830	5380	5920	6440

Tabelle 8.4 erforderliche Startstrecke [m] bis 15 m Höhe
in Abhängigkeit der Dichtehöhe und Abflugmasse
Spreizklappe Stellung 0

Masse [kg]	700	750	800	850
DH [ft]				
0	353	405	461	520
500	358	411	467	528
1000	363	417	474	535
1500	369	423	481	543
2000	374	429	489	552
2500	380	436	496	560
3000	385	442	503	568
3500	391	449	511	577
4000	397	456	519	586
4500	403	463	527	594
5000	409	470	535	604

Tabelle 8.5 erforderliche Startstrecke [m] bis 15 m Höhe
in Abhängigkeit von Dichtehöhe und Abflugmasse
Spreizklappe Stellung 1

Masse [kg]	700	750	800	850
DH [ft]				
0	306	351	400	451
500	310	356	405	458
1000	315	362	411	464
1500	320	367	418	471
2000	324	372	424	478
2500	329	378	430	486
3000	334	384	437	493
3500	339	389	443	500
4000	344	395	450	508
4500	350	401	457	516
5000	355	408	464	523

8.2 Steigraten und Steiggeschwindigkeiten

Alle Fluggeschwindigkeiten sind angezeigte Geschwindigkeiten v_{IAS} in der Einheit km/h, alle Steiggeschwindigkeiten werden in der Einheit ft/min angegeben.

Die Fluggeschwindigkeiten für den besten Steigwinkel v_x und für bestes Steigen v_y sind von der Flugzeugmasse abhängig. Die Werte variieren maximal um 4 km/h. Daher sind einheitliche Werte für die Geschwindigkeiten v_x und v_y angegeben, die für alle Massen ohne nennenswerte Leistungseinbußen anwendbar sind.

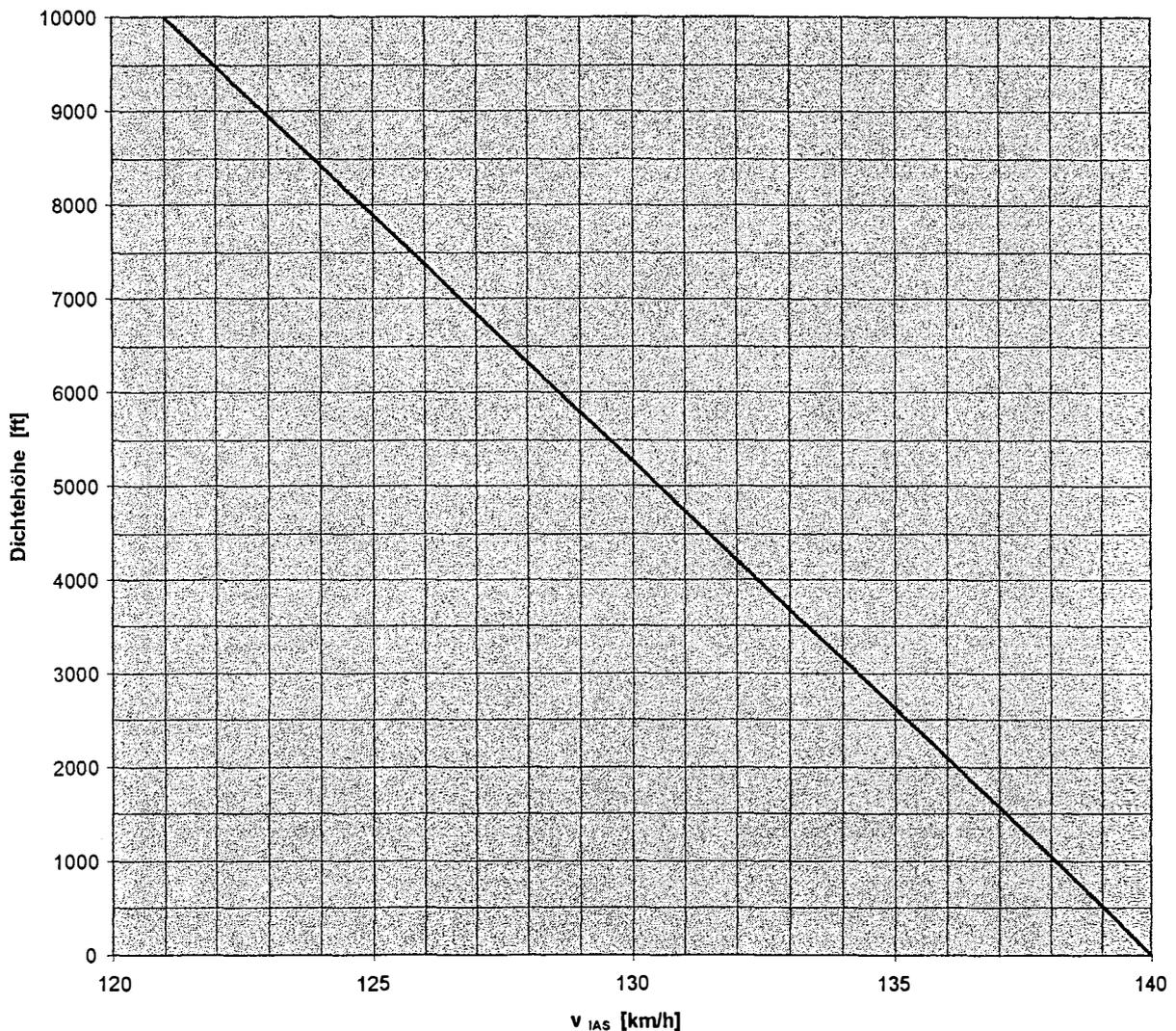


Bild 8.1 angezeigte Geschwindigkeit für bestes Steigen (alle Massen)

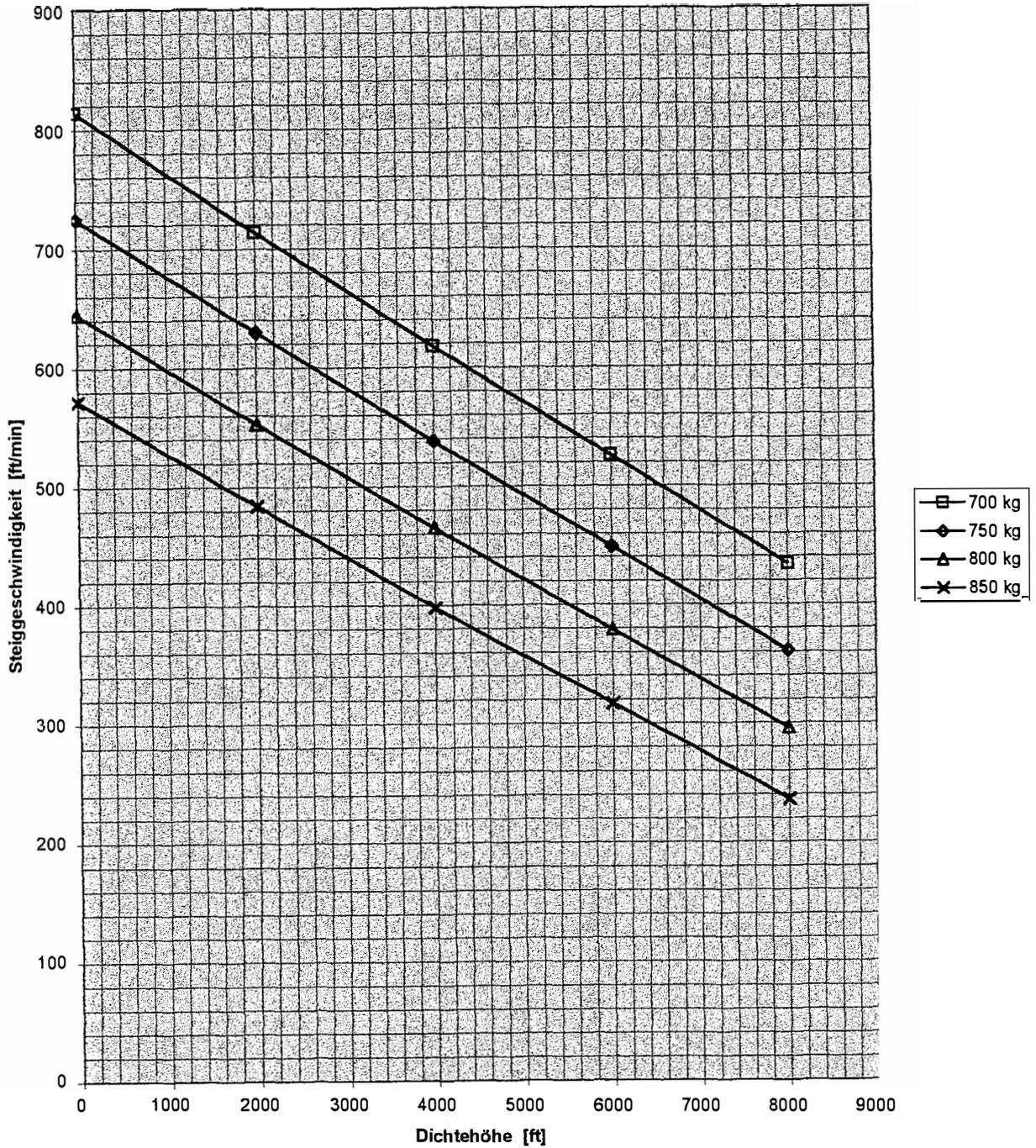


Bild 8.2

max. Steiggeschwindigkeit als Funktion der Dichtehöhe und Masse

8.3 Bester Steigwinkel

Der beste Steigwinkel wird für alle Massen bei 110 – 120 km /h angezeigter Geschwindigkeit erreicht. Dabei ist für höhere Massen eine höhere Geschwindigkeit zu wählen.

8.4 Reisegeschwindigkeiten

Die Reisegeschwindigkeiten sind für mehrere Dichtehöhen, Massen und Drehzahlen angegeben.

Zuerst ist anhand der Druckhöhe (Höhenmessereinstellung 1013 hPa) die Druckhöhe zu ermitteln, dann kann mit Hilfe der Aussentemperatur die jeweilige Dichtehöhe aus der folgenden Tabelle entnommen werden.

Tabelle 8.6 Bestimmung der Dichtehöhe

Temp [C]	Druckhöhe [ft]					
	0	2000	4000	6000	8000	10000
-10	< 0	< 0	1900	4400	6900	9380
-5	< 0	30	2530	5020	7510	9980
0	< 0	660	3150	5630	8100	> 10 000
5	< 0	1280	3760	6230	8690	> 10 000
10	< 0	1880	4350	6810	9260	> 10 000
15	< 0	2470	4930	7380	9820	> 10 000
20	590	3050	5490	7930	> 10 000	> 10 000
25	1170	3610	6050	8480	> 10 000	> 10 000
30	1730	4160	6590	9010	> 10 000	> 10 000

Die Reisegeschwindigkeit kann mit der gefundenen Dichtehöhe als wahre Eigengeschwindigkeit aus den Tabellen für 2100 min^{-1} und 2300 min^{-1} bestimmt werden.

Sie dient für Zwecke der Flugvorbereitung und Flugplanung, im Fluge werden niedrigere Werte am Fahrtmesser angezeigt !

Tabelle 8.7 Reisegeschwindigkeit bei 2100 min^{-1}

m [kg]	700	750	800	850
DH [ft]				
0	185	183	180	178
2000	183	181	178	175
4000	181	178	175	172
6000	178	176	173	170
8000	176	173	170	167
10000	173	170	167	164

Tabelle 8.8 Reisegeschwindigkeit bei 2300 min^{-1}

m [kg]	700	750	800	850
DH [ft]				
0	209	207	205	202
2000	207	205	202	200
4000	205	203	200	198
6000	203	200	198	195
8000	200	196	193	191
10000	198	195	191	189

8.6 Reichweiten

Die genannten Reichweiten gelten für den Reiseflug mit einer Drehzahl von 2300 min^{-1} und einer Abflugmasse von 850 kg. Die Abnahme der Masse aufgrund des Kraftstoffverbrauches ist nicht berücksichtigt. Bei geringeren Abfluggewichten erhöht sich die Reichweite um etwa 3%. Beide Werte sind konservativ gerechnet.

Die angegebenen Reichweitenwerte berücksichtigen die vorgeschriebene Reserve von 45 Minuten Flugzeit für Flüge nach Sichtflugbedingungen, d.h. am Ende der aufgeführten Reichweite steht noch eine Kraftstoffreserve für 45 Minuten Flugzeit zur Verfügung.

Tabelle 8.9 Reichweiten

DH [ft]	Kraftstoffmenge [ltr]						
	40	50	60	70	80	90	105 (voll)
0	99	164	230	296	362	428	526
2000	98	163	228	293	358	423	521
4000	97	161	226	290	355	419	516
6000	95	159	222	286	349	413	508
8000	93	156	218	280	342	404	498
10000	92	154	215	277	339	400	493

8.7 Geschwindigkeit des geringsten Sinkens und des besten Gleitens

Folgende Tabellen zeigen die angezeigten Geschwindigkeiten für geringstes Sinken und bestes Gleiten in Abhängigkeit der Flugzeugmasse :

Tabelle 8.10 angezeigte Geschwindigkeit [km/h] für geringstes Sinken

m [kg]	700	750	800	850
DH [ft]				
0	93	96	99	103
5000	93	96	99	103
10000	93	97	99	103

Tabelle 8.11 angezeigte Geschwindigkeit [km/h] für bestes Gleiten

m [kg]	700	750	800	850
DH [ft]				
0	121	126	132	138
5000	121	126	130	136
10000	121	127	132	137

Für mittlere Massen wird empfohlen :

angez. Geschwindigkeit für geringstes Sinken : 100 km/h

angez. Geschwindigkeit für bestes Gleiten : 130 km/h

8.8 Erzielbare Gleitstrecke

Nach Triebwerksausfall können im Gleitflug folgende Entfernungen zurückgelegt werden :

bei Windstille mit $v_{IAS} = 130$ km/h : 3800 m Strecke pro 1000 ft Höhe über Grund

bei Gegenwind von 10 Knoten
mit $v_{IAS} = 135$ km/h : 3300 m Strecke pro 1000 ft Höhe über Grund

bei Rückenwind von 10 Knoten
mit $v_{IAS} = 125$ km/h : 4300 m Strecke pro 1000 ft Höhe über Grund

8.9 Anfluggeschwindigkeiten

Die folgenden Anfluggeschwindigkeiten sind die 1,3 – fachen Überziehgeschwindigkeiten in der jeweiligen Konfiguration als angezeigte Geschwindigkeiten v_{IAS} in km/h :

Tabelle 8.12 Anfluggeschwindigkeiten [km/h]

	Masse [kg]			
Konfiguration	700	750	800	850
Klappen 0	118	124	127	131
Klappen 1	108	112	116	120
Klappen 2	103	105	109	113

9 Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit beschreibt die zur Anwendung gelangten Flugversuchsmethoden, die der Bestimmung und Beschreibung ausgewählter Flugleistungen und Flugeigenschaften des Flugzeugmusters Arado Ar 79 B dienen, sowie deren Auswertung und die Berechnung der gemäss Aufgabenstellung gesuchten Grössen.

Die dabei gewonnenen Daten über Anzeigefehler der installierten Instrumente, Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte, über den Propellerwirkungsgrad, den verfügbaren Schub, den Widerstand und die erforderliche und die verfügbare Leistung ermöglichen die Berechnung der Startlauf- und Startstrecken, Startgeschwindigkeiten, Steigleistungen, Reise- und Höchstgeschwindigkeiten, Gleitstrecken, Überzieh- und Anfluggeschwindigkeiten, sowie der unter verschiedenen Bedingungen erzielbaren Reichweiten. Aus diesen Werten, die dem Flugzeug insgesamt hohe Flugleistungen bescheinigen, konnte ein in einem Flughandbuch ähnlicher Teil „Flugleistungen“ entwickelt werden. Dieser hat einen Umfang, der die ordnungsgemässe Vorbereitung und Durchführung von Flügen ermöglicht. Ferner liefert er Hinweise, wie das Flugzeug im Normalbetrieb sicher und effektiv betrieben werden kann. In Notfällen, wie beispielsweise nach Ausfall des Triebwerks, stehen Parameter zur Verfügung, die sicherstellen, dass das volle Leistungspotenzial des Flugzeuges zur Rettung der Insassen und des Flugzeuges durch einfache Massnahmen nutzbar gemacht werden kann.

Mit dem entstandenen Datensatz ist es möglich, das Flugzeugmuster Arado Ar 79 mit anderen Typen dieser Klasse zu vergleichen. Schon der flüchtige Vergleich mit heute üblichen Flugzeugen bescheinigt der Arado eine hohe Leistungsfähigkeit. Auf Grundlage der ermittelten Pwerte und Zusammenhänge ist eine Weiterführung und Ausdehnung der Untersuchungen auf weitere Flugleistungsparameter möglich.

Einschränkend ist anzumerken, dass bei den Berechnungen für Reichweiten auf unverifizierte Werte des spezifischen Kraftstoffverbrauches zurückgegriffen werden musste, da Versuche hierzu aus zeitlichen und flugbetrieblichen Gründen nicht möglich waren. Die in dieser Arbeit angegebenen Werte für mögliche Reichweiten liegen aber „auf der sicheren Seite“. Die Versuche und Berechnungen nach der Methode der erforderlichen und verfügbaren Drehzahlen liefern Ergebnisse, die von denen aus anderen angeandten Methoden nennenswert abweichen. Die wahrscheinlichen Gründe hierfür sind im Abschnitt 6.11 genannt.

Die Aufgabe der quantitativen Beurteilung der Flugeigenschaften konnte nicht vollständig gelöst werden. Hier bietet sich noch ein Feld für weitere Untersuchungen an. Es konnte jedoch nachgewiesen werden, dass die Arado 79 B über ausreichende Richtungsstabilität und ausreichende dynamische Längsstabilität verfügt. Die statische Längsstabilität wurde nicht untersucht, war aber bei allen Experimenten gegeben. Die Spiralstabilität ist nach subjektivem Eindruck des Verfassers ebenfalls völlig ausreichend. Die Knüppelkräfte sind klein, eine Annäherung an Flugzustände im Grenzbereich ist dennoch deutlich spürbar. Die Steuerfolgsamkeit ist sehr gut, und die Beherrschung auch ungewöhnlicher Fluglagen problemlos. Insgesamt verfügt die Arado nach der subjektiven Beurteilung durch den Verfasser über aussergewöhnlich gute Flugeigenschaften, die denen vergleichbarer, vom Verfasser geflogener Muster überlegen sind. Die Arado Ar 79 B eignet sich aufgrund ihrer guten Flugleistungen und Flugeigenschaften in hervorragender Weise für die angegebenen Zwecke der Schulung, des Reisens und des einfachen Kunstfluges.

10 Schlussbemerkung

Ich möchte an dieser Stelle zum Ausdruck bringen, dass mir die Experimente und Versuche mit der D – EMVT aussergewöhnlich viel Freude bereitet haben. In mehr als 13000 Flugstunden auf Mustern unterschiedlichster Grösse und Bauart vom Segelflugzeug Ka 8, über diverse Ein- und Zweimots und Junkers Ju 52/3m bis hin zu Grossraumverkehrsflugzeugen hat mich kein Flugzeug so in seinen Bann gezogen. Die Arado Ar 79 B ist für mich das Flugzeug schlechthin, weil es so fliegt, wie man sich Fliegen eben vorstellt. Als Pilot fühle ich mich so sehr in das Flugzeug integriert und spüre so deutlich, welche Steuerbewegungen erforderlich sind, dass die Flügel an die eigenen Schultern angewachsen zu sein scheinen.

Daher gilt mein herzlicher Dank allen Damen, Herren und Institutionen, die die Durchführung dieser Arbeit ermöglicht haben, besonders aber den Flugzeugmechanikern Herrn Gerhard Stelling und Herrn Claus Ambrosius von der Deutsche Lufthansa Berlin – Stiftung, die mir stets helfend zur Seite standen, um die Maschine für die erforderlichen Flüge vorzubereiten.

Ich bedaure persönlich sehr, dass diese letzte Arado bald für immer am Boden bleiben soll, umso mehr, als mir aus eigener Erfahrung kein vergleichbares, modernes Flugzeug bekannt ist.

Literaturverzeichnis

- Brüning 1986** Brüning, G.; Hafer, X.; Sachs, G.: *Flugleistungen*. Berlin: Springer 1986
- DLBS 1997** Deutsche Lufthansa Berlin – Stiftung : *Betriebs- und Rüstanleitung für das Muster Arado Ar 79 B, Kennzeichen D – EMVT, Werk – Nr. 47*
DLBS, LH – Werft, Abt. HAM ZU/S, 22313 Hamburg, Firmenschrift
- Dubs 1966** DUBS, Fritz : *Aerodynamik der reinen Unterschallströmung*. Basel / Stuttgart: Birkhäuser, 1966
- FAA CFR** Federal Aviation Administration: *Part 23, §23.53*. Zulassungsvorschrift
- FAA AC 1995** Federal Aviation Administration : *Change 1 to FLIGHT TEST GUIDE FOR CERTIFICATION OF TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES*.
AC 25 – 7, 1995, Zulassungsvorschrift
- Kermode 1972** Kermode, A.C. : *Mechanics of Flight*. Essex, UK: Longman , 1972
- Kutter 1990** Kutter, Reinhard : *Flugzeug Aerodynamik*. Stuttgart: Motorbuch 1990
- Schneider, 1939/40** Schneider, Helmut : *Flugzeug – Typenbuch*. Leipzig: Beyer, 1939/40
- Smith** Smith, Hubert C. : *Introduction to Aircraft Flight Test Engineering*. ISBN 0 – 89 100 – s225-1
- Thomas, 1996** Thomas, Dieter; Freytag, Jürgen : *Flugtechnische Tabellen und Formeln*. Fürstenfeldbruck : Thomas, 1996

Wedrow 1959

Wedrow, W.S.; Taiz, M.A. : *Flugerprobung*. Berlin: VEB Verlag Technik, 1959

Anhang A

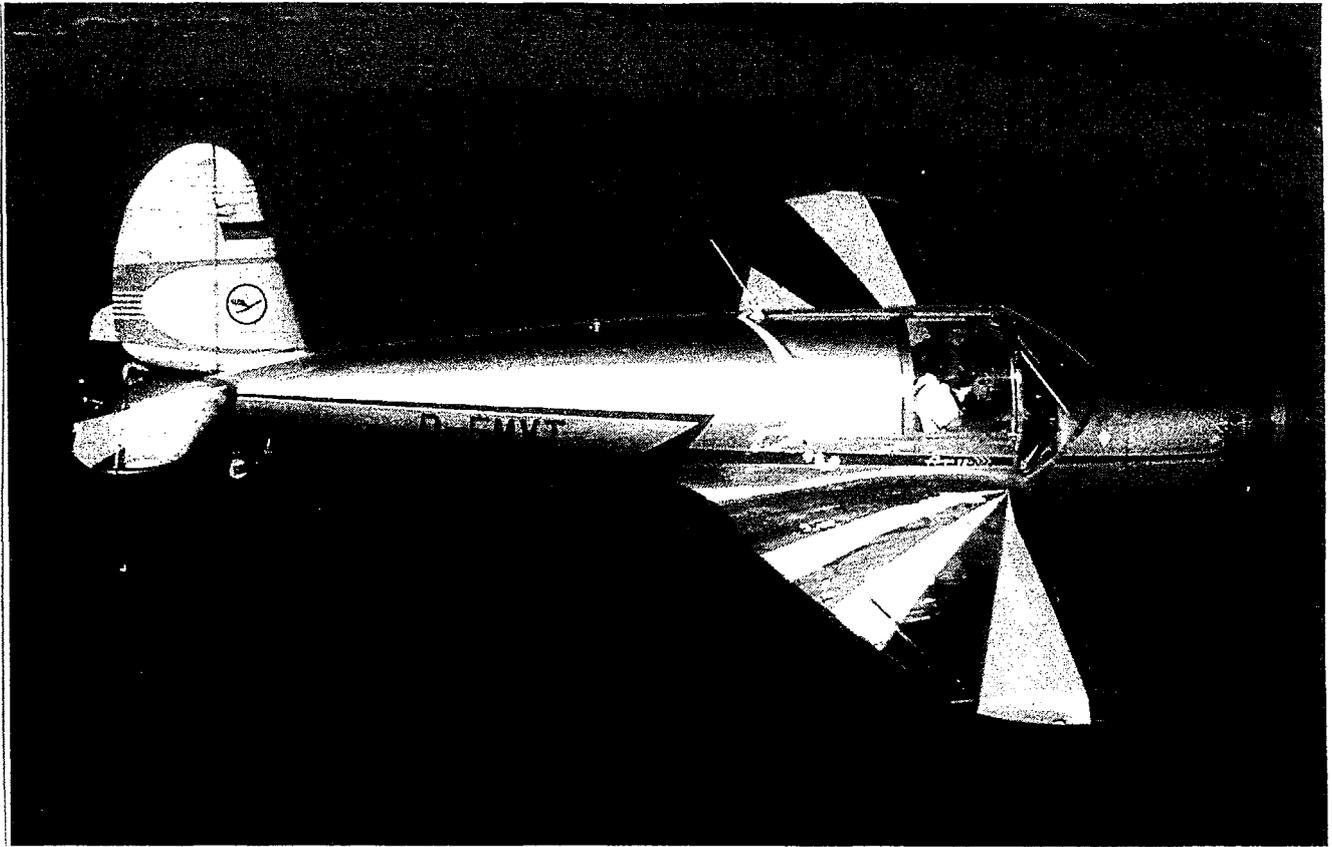


Bild A.1 Arado Ar 79 B D – EMVT, Flugbild

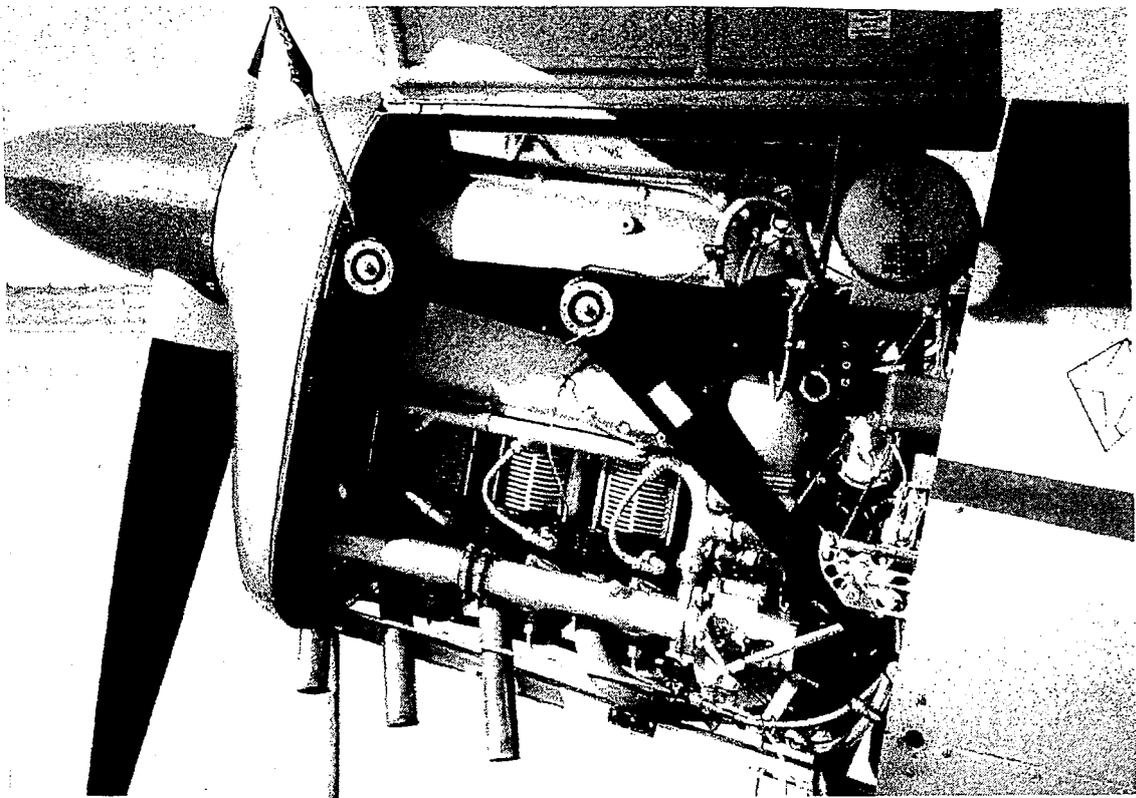
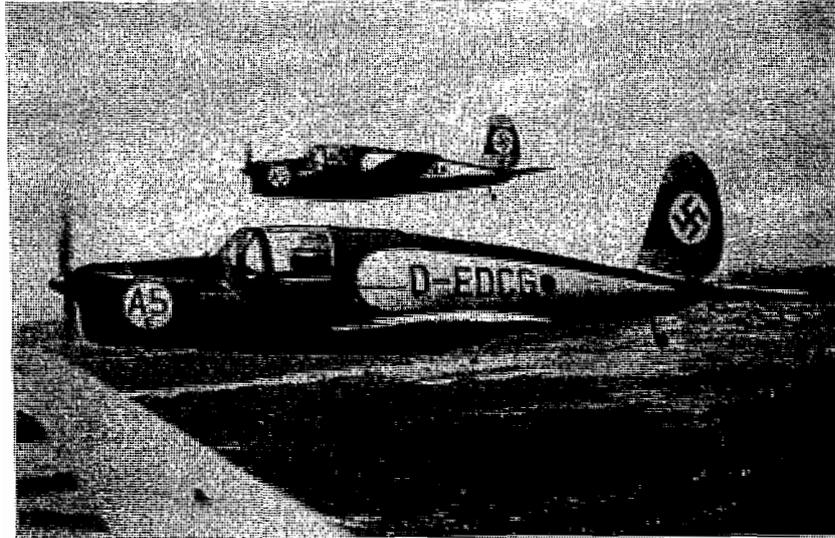


Bild A.2 Hirth – Motor HM 504 in der D - EMVT

Ar 79



Hersteller: Arado
Baumuster: Ar 79
Bauform: Tiefdecker
Bauart: freitragend
Verwendungszweck: Schulung, Sport, Reise, Kunstflug
Motor: Hirth HM 504 A2, 105 PS
Besatzung: 1 Führer, 1 Fluggast
Besondere Merkmale: Doppelsteuer, Kabine mit Schiebetüren, durchgehende Spreizklappen als Landehilfe, Einziehfahrwerk

Besondere Leistungen: Aufstellung folgender durch die FAI anerkannter Geschwindigkeitsrekorde
 Juli 1938, über 1000 km mit 229,040 km/h — Juli 1938, über 2000 km mit 227,029 km/h — Juli 1938, Sieger im A-Rennen und 2. im B-Rennen beim internationalen Luftrennen in Frankfurt a. M. — Dezember 1938, Aufstellung eines internationalen Langstreckenrekordes von Bengasi (Lybien) nach Gaya (Indien) über eine Entfernung von 6303,840 km

Abmessungen:

Spannweite 10,00 m
 Länge, gr. 7,80 m
 Höhe, gr. 2,10 m
 Radspur 2,00 m
 Beriefungsart Ballon
 Reifengröße 420x150
 Radbremse ja
 Inhalt des Kraftstoffbehälters ... 120 l
 Inhalt des Schmierstoffbehälters .. 4 l

Flächeninhalte:

Tragfläche mit Querruder ... 14,00 m²
 Querruder, ges. 1,04 m²
 Landeklappen, ges. 1,52 m²
 Höhenleitwerk 2,40 m²
 Seitenleitwerk 1,06 m²
 Tragflächenumriss trapezförmig
 V-Form 6,5°
 Pfeil-Form 0°
 Bruchlastvielfaches 10,8
 Wurzeltiefe 1,70 m
 mittl. Flächentiefe 1,50 m
 Endtiefe 1,00 m
 Flügelstreckung 7,14
 Trapezverhältnis 1,70

Gewichte:

Leergewicht 526 kg
 Rüstgewicht — kg
 Zuladung — kg
 Gesamtlast 274 kg
 Fluggewicht 800 kg
 Zuladung/Rüstgewicht —

Luftschraube:

Bauart Starrschraube
 Antrieb direkt
 Durchmesser 2,00 m
 Blattzahl 2
 Steigung — m
 Baustoff Holz
 Drehsinn rechts
 Schraubenfläche 3,14 m²

Baustoffe:

Tragwerk Holzgerippe
 Rumpfwerk ... vorn Stahlrohrgest, blechbeplankt, hinten Schalenbauweise (Elektron)
 Leitwerk Ganzmetall

Nutzraum-Abmessungen:

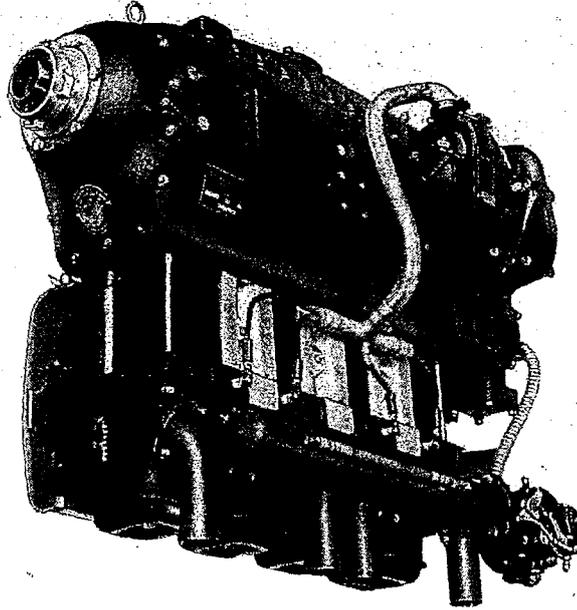
Bodenfläche } des Fluggast- — m²
 Rauminhalt } raumes — m³
 Rauminhalt d. Gepäckraumes 0,35 m³

Leistungen:

Flugdauer 5,30 h
 Flugweite 1025 km
 Kraftstoffverbrauch 11 l/100 km
 Schmierstoffverbrauch . 0,15 l/100 km
 Höchstgeschw. (0 m) 230 km/h
 Reisegeschw. (0 m, 75 PS) 205 km/h
 Landegeschwindigkeit 68 km/h
 Startstrecke 180 m
 Landestrecke — m
 Dienstgipfelhöhe (1-sitzlg) ... 5300 m
 (2-sitzlg) ... 4500 m
 Steigzeiten auf
 1000 m 3,8 min
 2000 m 8,4 min
 Steiggeschwindigkeit
 in Bodennähe 4,00 m/s
 Flächenbelastung 57,00 kg/m²
 Leistungsbelastung .. 7,81 kg/PS
 Flächenleistung 7,51 PS/m²
 Schraubenflächenleistung 33,42 PS/m²

ARADO FLUGZEUGWERKE G. m. b. H.
 Hauptverwaltung, Potsdam

HM 504 A—2



Hersteller: Hirth
Baumuster: HM 504 A—2
Bauart: 4-Takt

Bauform: 4 Zylinder, in Reihe hängend
Kühlung: Luft

Abmessungen:
 Zylinderanzahl 4
 Bohrung 105 mm
 Hub 115 mm
 Hub/Bohrung 1,09
 Zylinderhubraum 0,995 l
 Gesamthubraum 3,980 l
 Verdichtungsverh. 6,2

Einbaumaße:
 Länge, gr. (ohne Nabe) 945 mm
 Breite, gr. 520 mm
 Höhe, gr. 780 mm

Kraftstoff:
 Oktanzahl, mind. 80
 Kraftstoffdruck 0,25—0,30 atü

Schmierstoff:
 Sommer Rotring, Grünring, Stanavo 120
 Winter Rotring, Grünring, Stanavo 120

Schmierstoffdruck — at
 Schmierstoffinhalt 4,25 l
 Umlaufmenge — l/h
 Eintrittstemperatur — °C
 Austrittstemperatur — °C
 Wärmeabfuhr Kcal/h

Gewichte:
 Trockengewicht 107 kg
 Einbaugewicht 124 kg

Leistung und Verbrauch am Boden (0 m):

	1 Min.	5 Min.	30 Min.	Dauer	Reiselsg.
Leistung PS	—	105	95	85	—
Drehzahl U/min	—	2530	2450	2360	—
Kraftstoffverbrauch ... g/PS	—	240	235	228	—
Schmierstoffverbrauch g/PS	—	3	3	3	—

Zündfolge 1—3—4—2
 Einlaßventile je Zyl. 1
 Auslaßventile je Zyl. 1
 Untersetzungsgetriebe nein
 Untersetzungsverhältnis —
 Drehsinn der Kurbelwelle ... rechts
 Drehsinn der Luftschr.-Welle . rechts
 Lader nein
 Laderantrieb-Übersetzung —
 Luftschr.-Anschluß Hirth-Nabe Gr. IH 106
 mittl. eff. Druck 9,37 atü
 Zyl.-Temperatur, höchstzul. — °C
 Leerlaufdrehzahl 320—350 U/min
 Grenzdrehzahl 2530 U/min
 Vollgashöhe 0 m

Schwerpunkt des Motors:
 hinter Luftschr. Hinterkante . 489 mm
 unter Kurbelwellenmitte 130 mm

Zylinderleistung 26,25 PS
Hubraumleistung 26,35 PS/l
Leistungsgewicht 1,02 kg/PS
Hubraumgewicht 26,80 kg/l
Kolbenbelastung 0,33 PS/cm²

Zündzeitpunktverstellung:
 elektrisch

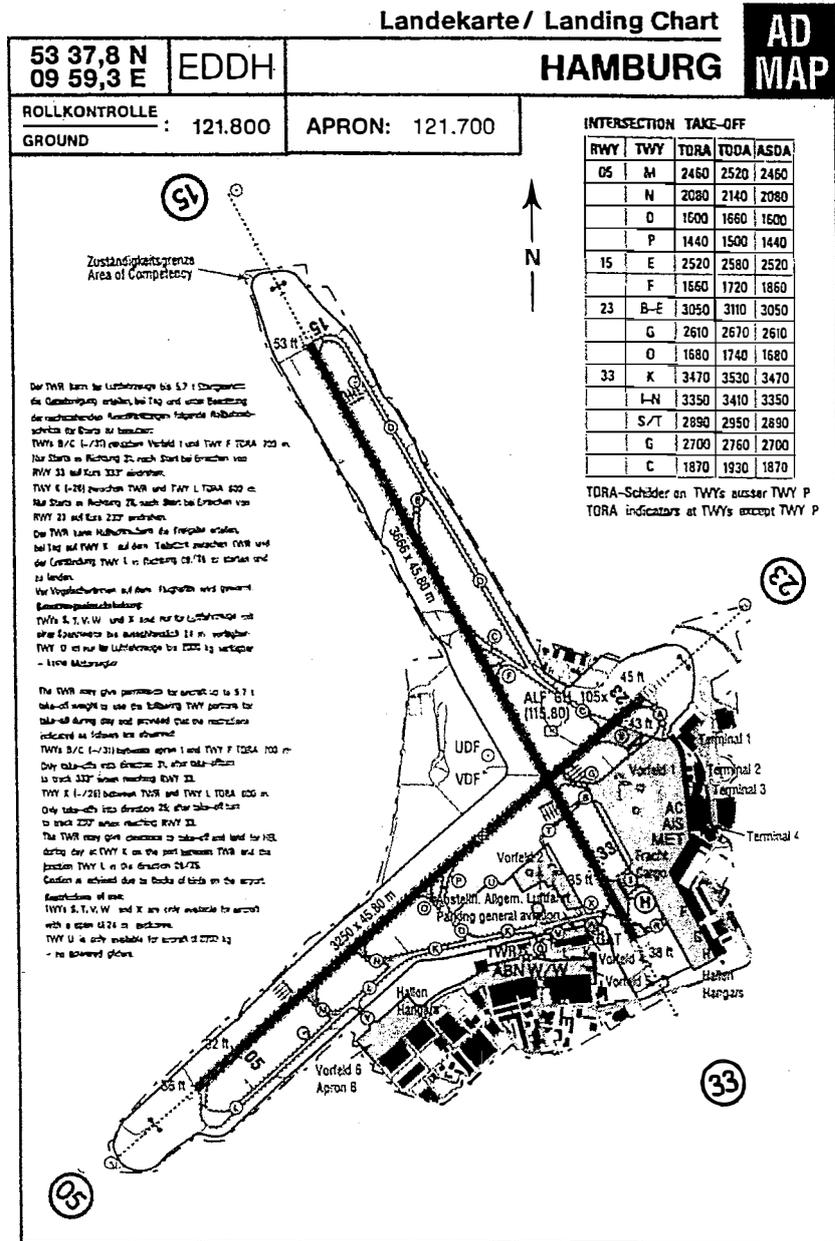
Schmierung:
 Frischöl-Trockensumpfschmierung
 1 Boschöler
 1 Rückförderpumpe

Anlasser:
 Durchrehanlasser

	Vergaser	Zündapparat	Zündkerzen	Anlasser	Förderpumpe
Hersteller	SUM	Bosch	Bosch	Bosch	DBU
Baumuster	762/1	JF 4 ARS 48/49	DW 175 ET 2	AL/DED/L 1	KM 13 A
Anzahl	1	2	2 je Zyl.	1	1

HIRTH-MOTOREN G. m. b. H.
Stuttgart-Zuffenhausen

Anhang B



25 SEP 1997

AD 39

Bild B.1

Flugplatzkarte Flughafen Hamburg

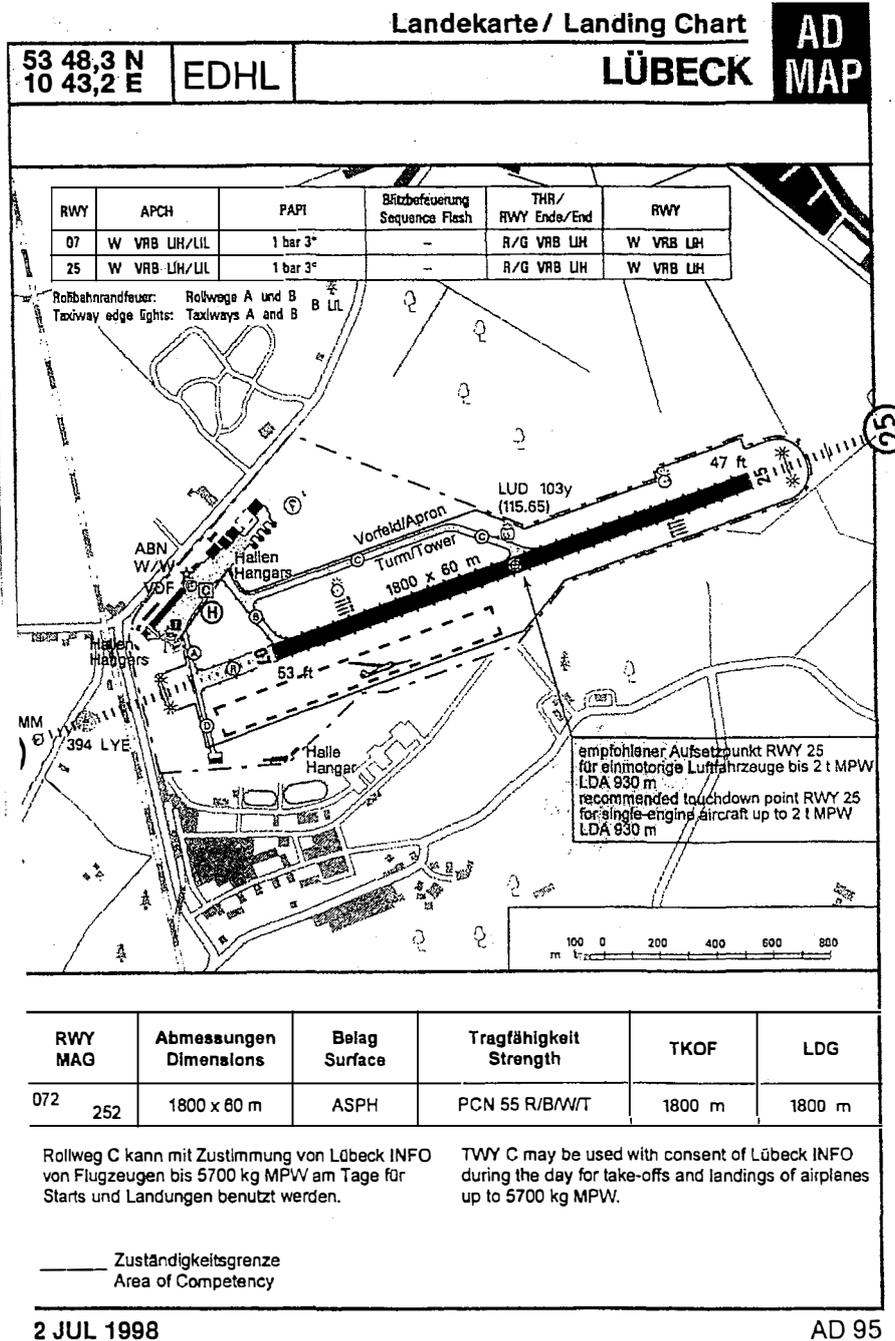
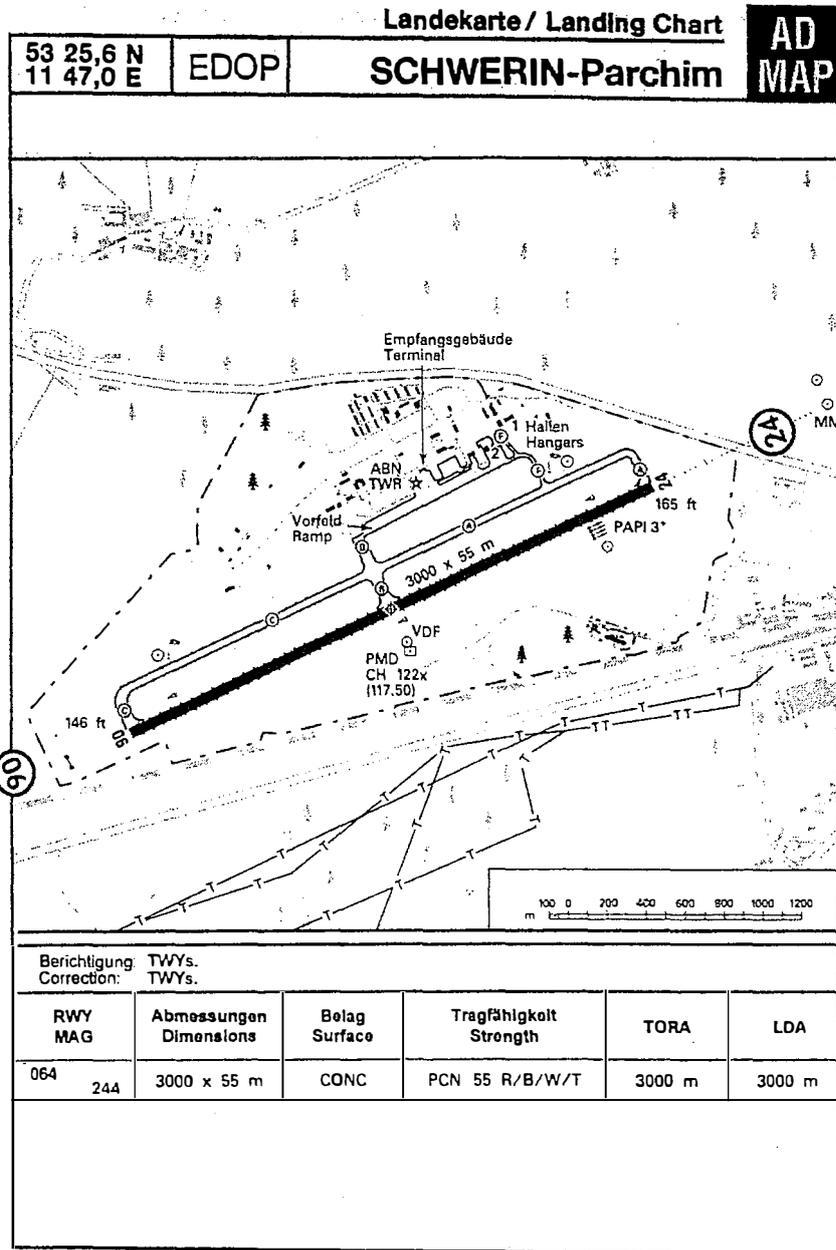


Bild B.2 Flugplatzkarte Flughafen Lübeck



17 DEC 1998

AD 109

Bild B.3

Flugplatzkarte Flughafen Parchim

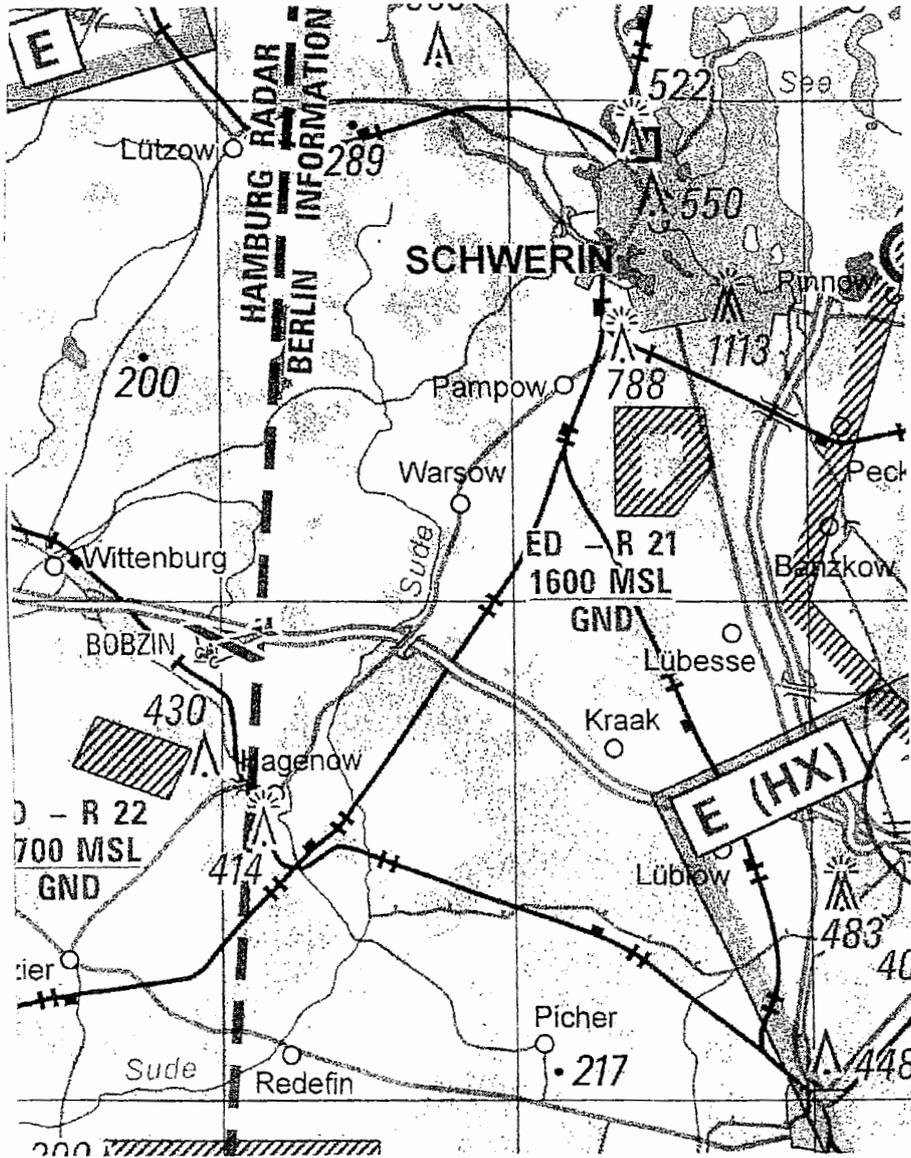


Bild B.4

Ausschnitt aus Luftfahrtkarte 1 : 500 000, Blatt Rostock

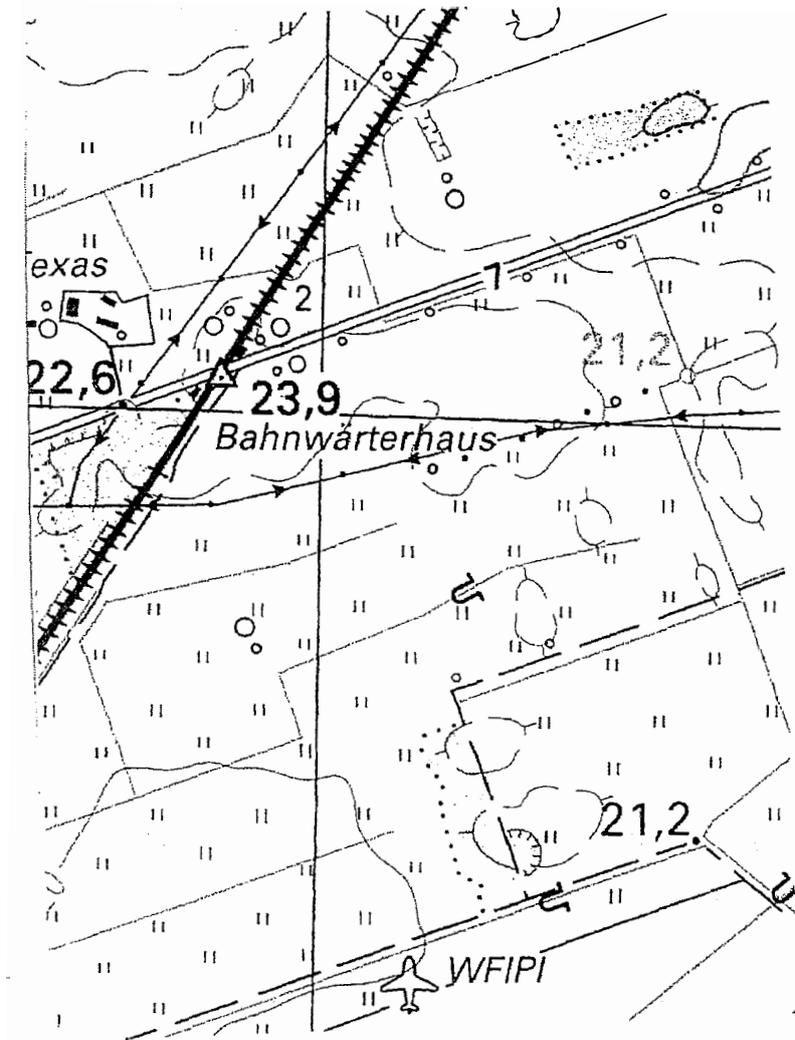


Bild B.5 Ausschnitt aus topographischer Karte, Zeitmesspunkt 1

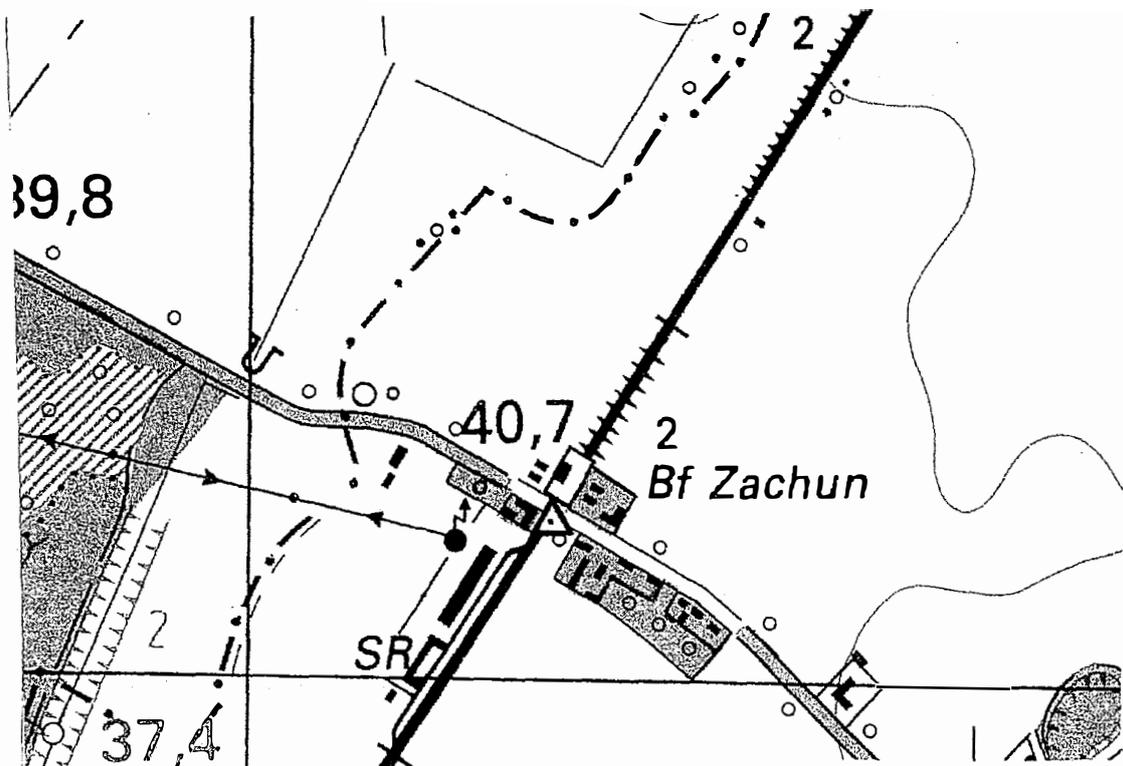


Bild B.6 Ausschnitt aus topographischer Karte, Zeitmesspunkt 2

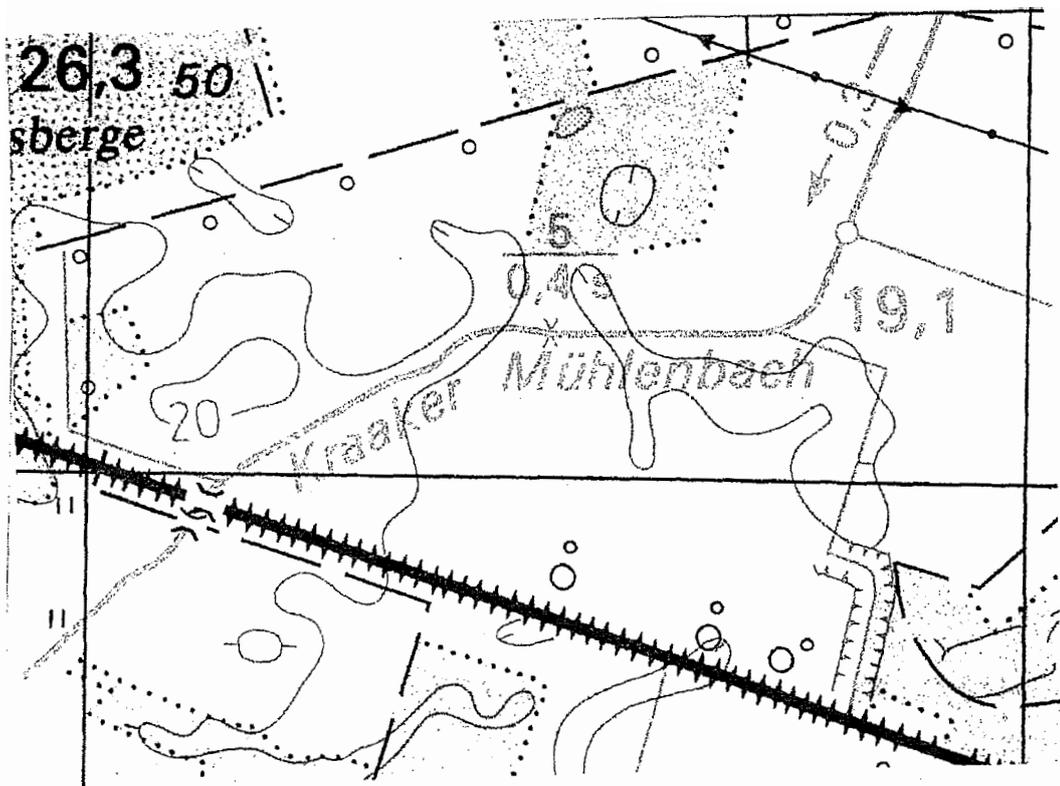


Bild B.7 Ausschnitt aus topographischer Karte, Zeitmesspunkt 3

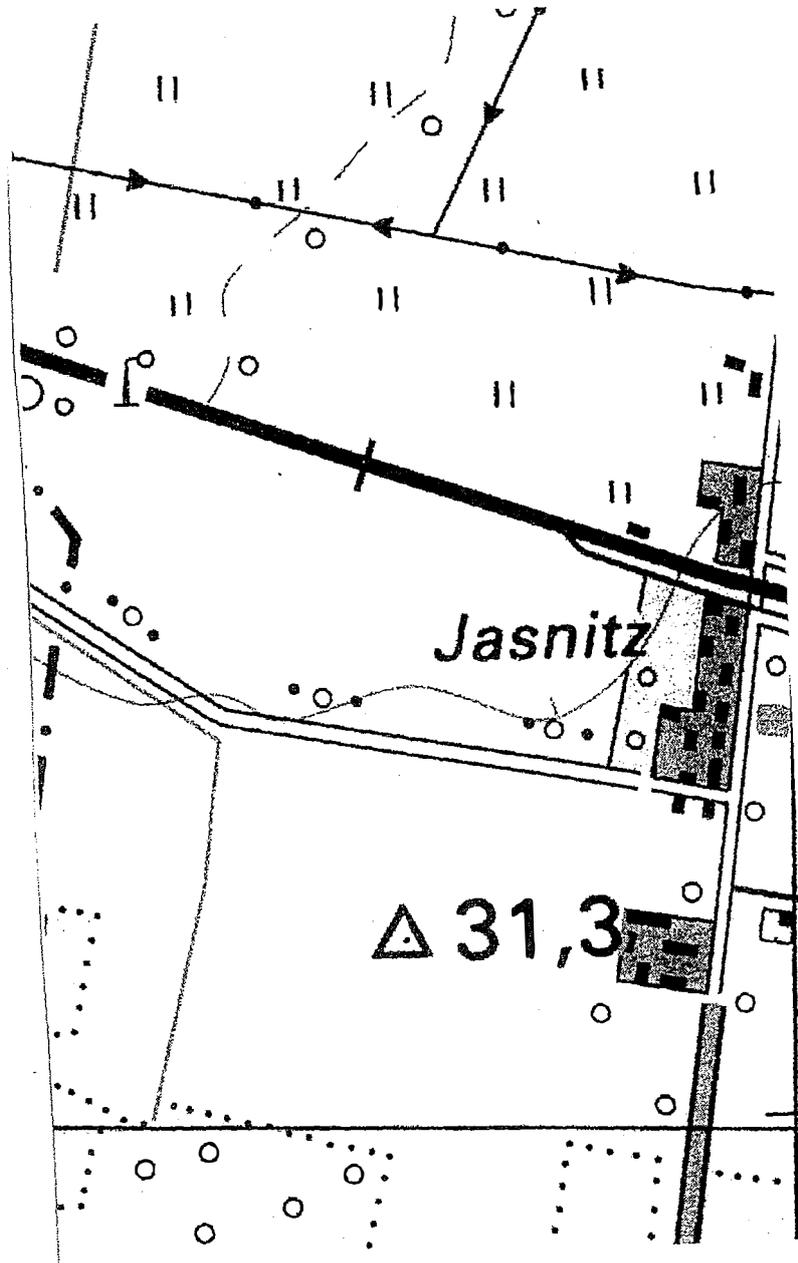


Bild B.8 Ausschnitt aus topographischer Karte, Zeitmesspunkt 4

Anhang C

B. Leistung, Verbrauch und Betriebszahlen

1. Leistung

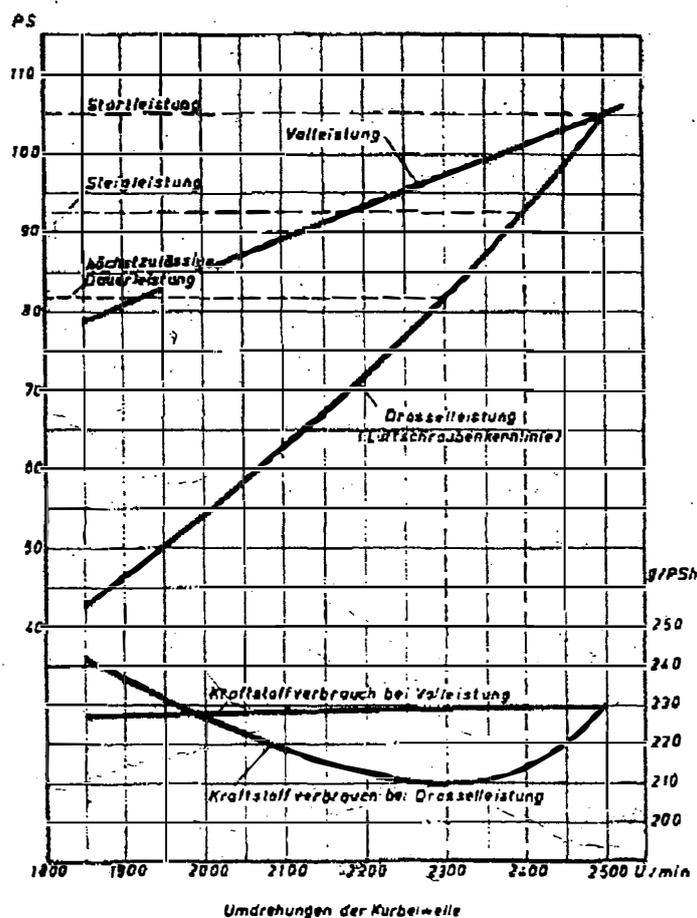


Abb. 5: Leistungs- und Verbrauchsschaulinien

Drehzahl bei Startleistung	2500 U/min
Drehzahl bei Steigleistung	2400 U/min*
Drehzahl bei höchstzulässiger Dauerleistung	2300 U/min*
Sturzflugdrehzahl (ohne Gas)	3250 U/min

* Mit Rücksicht auf deutliche Ablesung des Drehzählers sind die Drehzahlen auf Hunderter abgerundet angegeben.

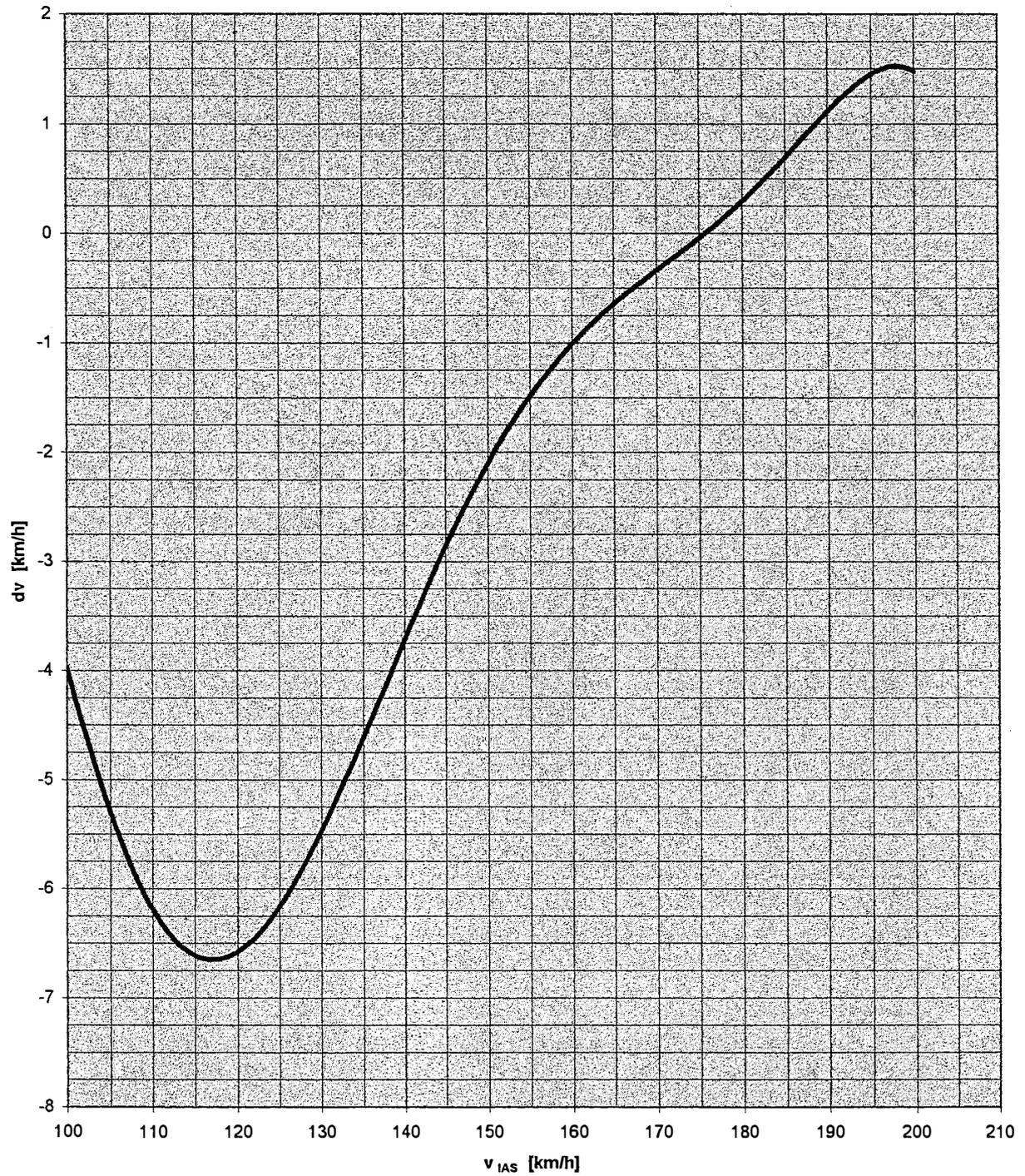


Bild C.2 Fahrtmesserfehler

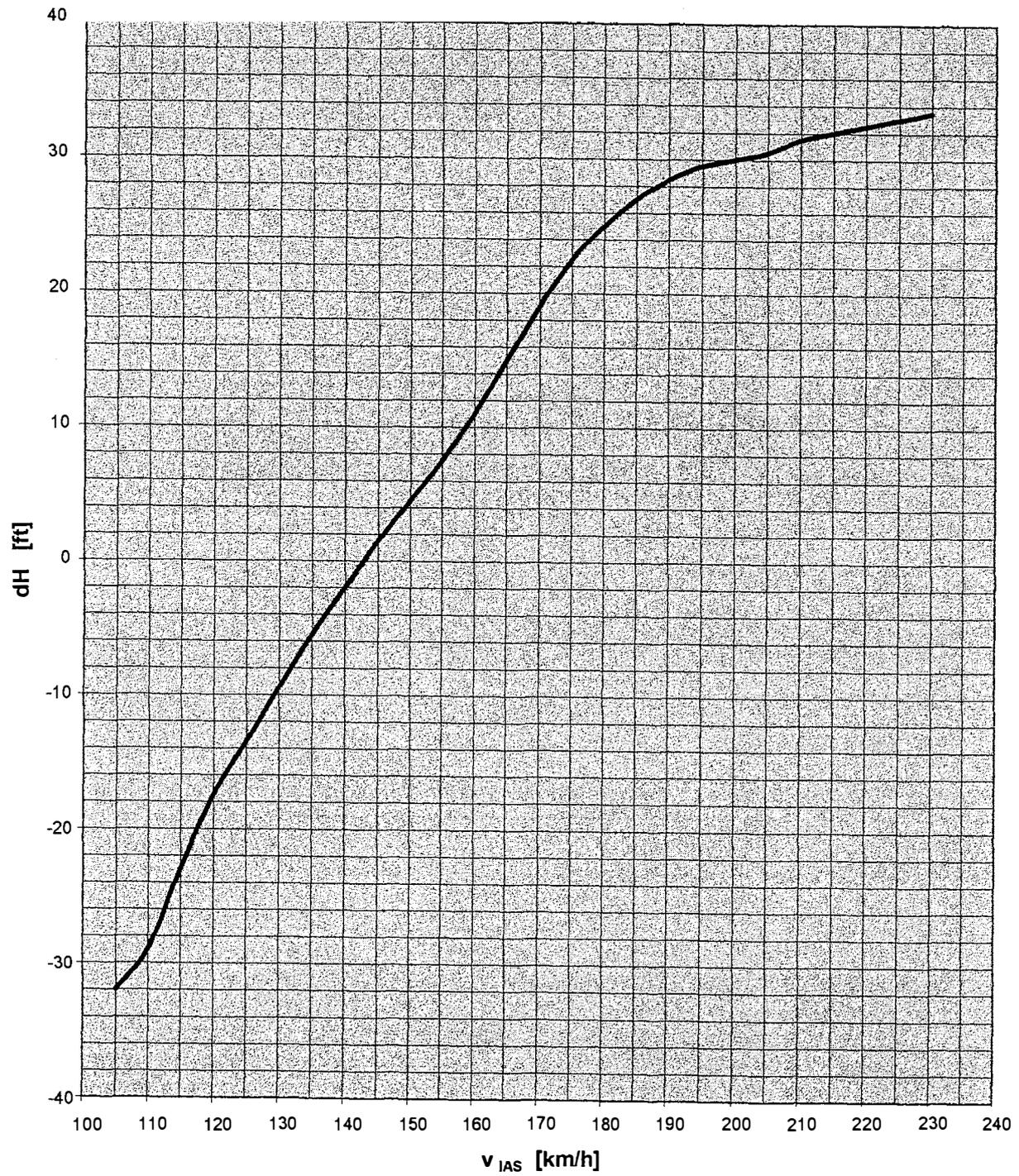


Bild C.3 Höhenmesserfehler

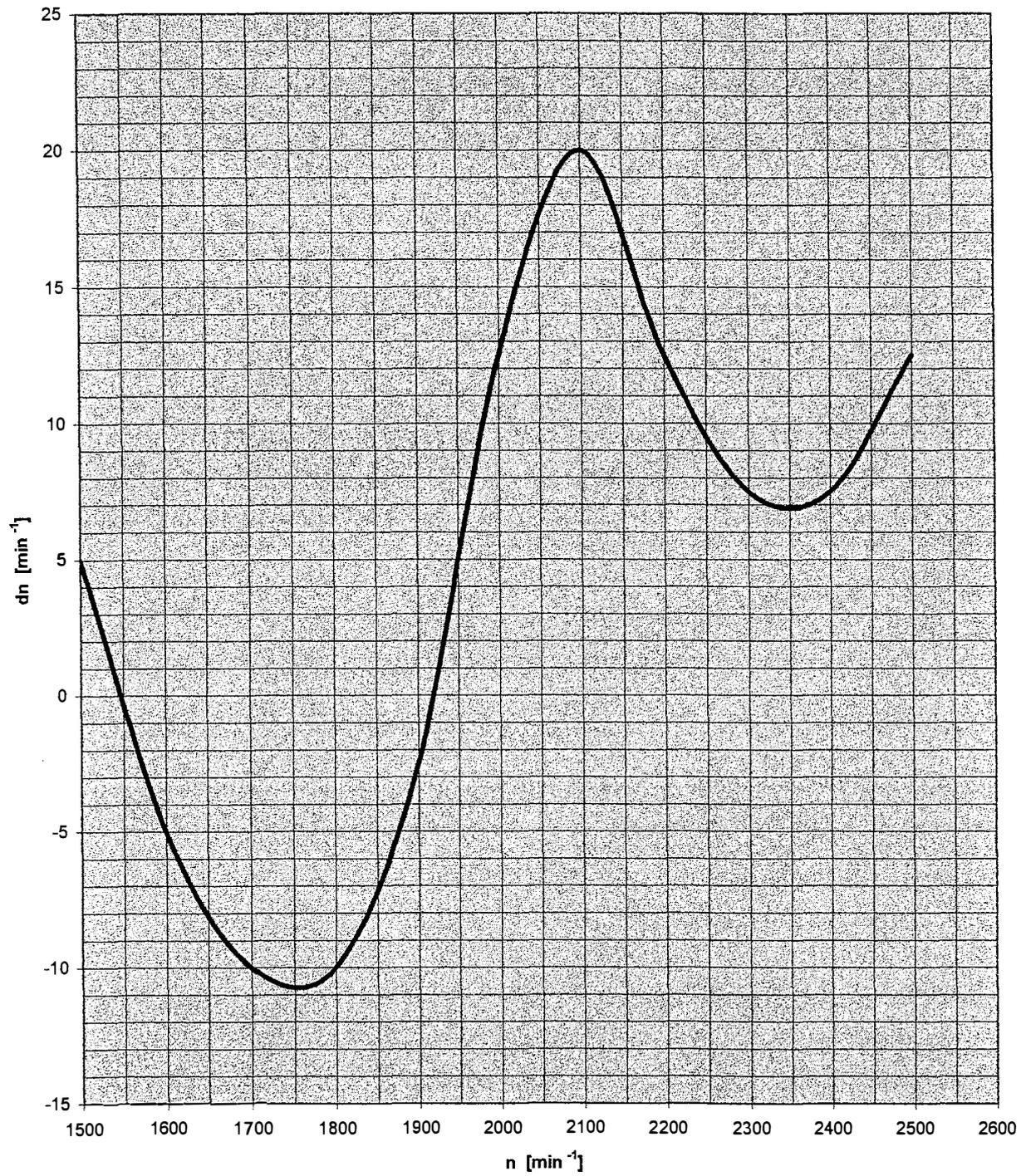


Bild C.4 Drehzahlmesserfehler

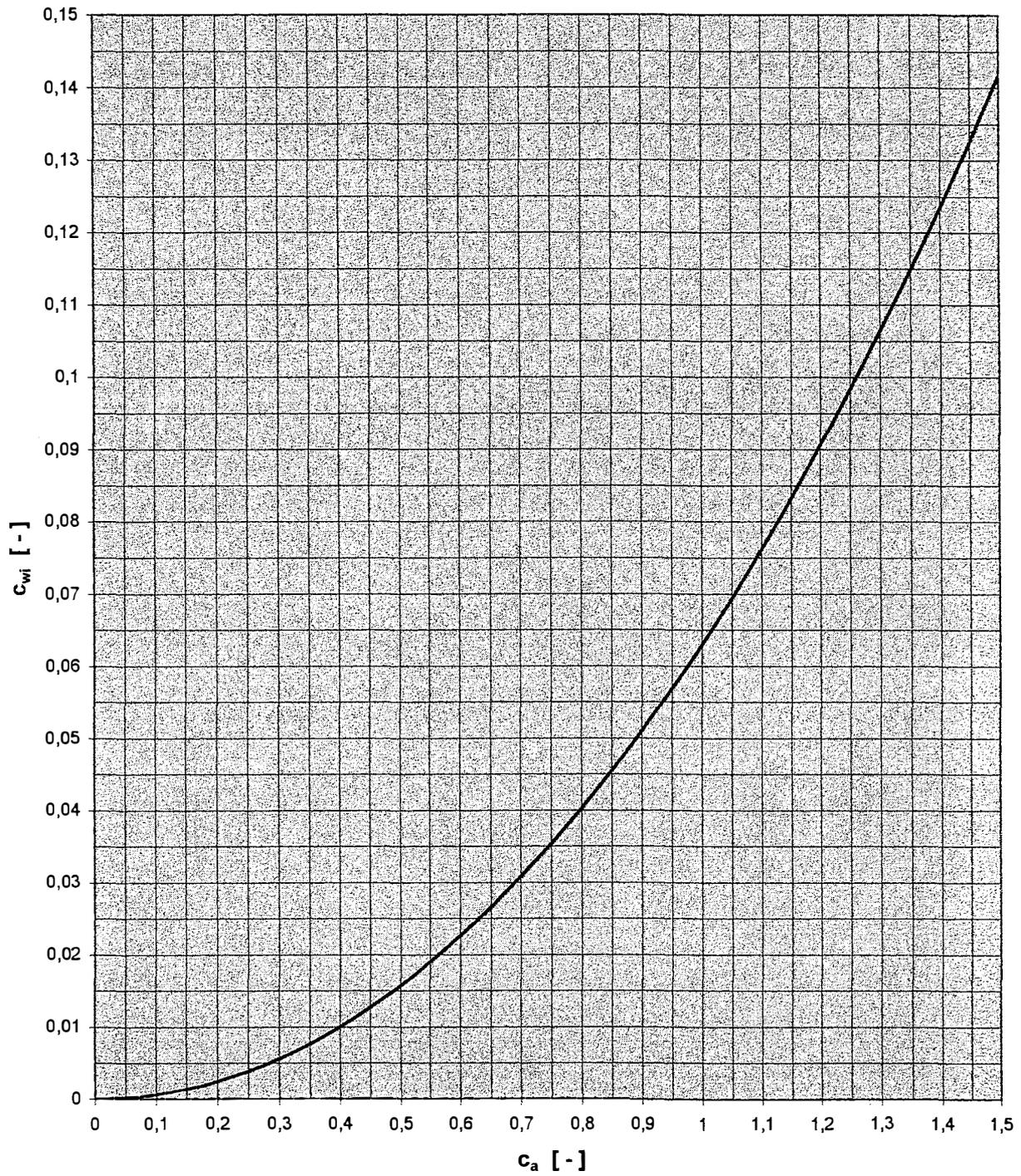


Bild C.5

$$c_{wi} = f(c_a)$$

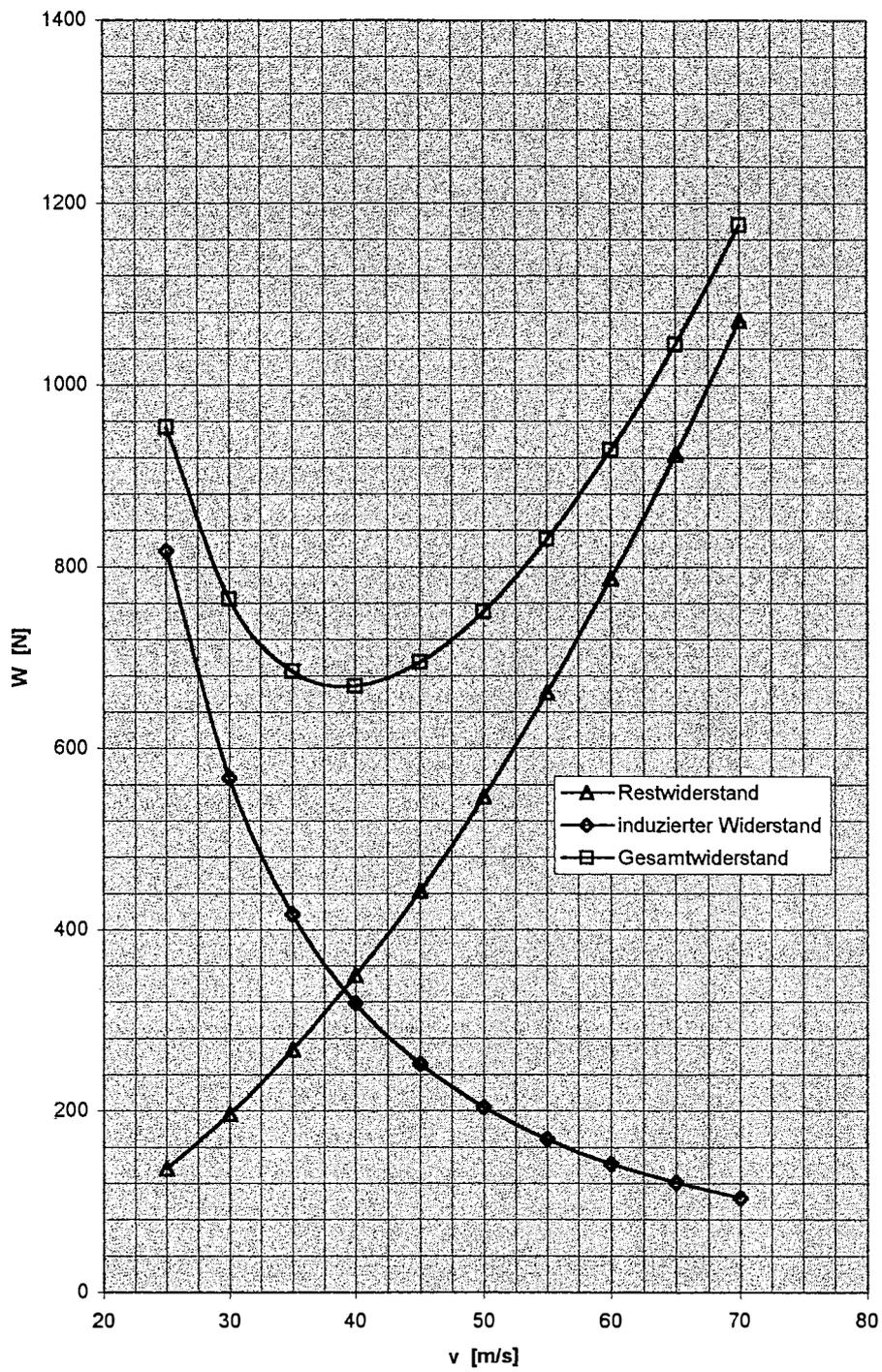


Bild C.6

 $W = f(v)$ für max. Startmasse in Dichtehöhe Null

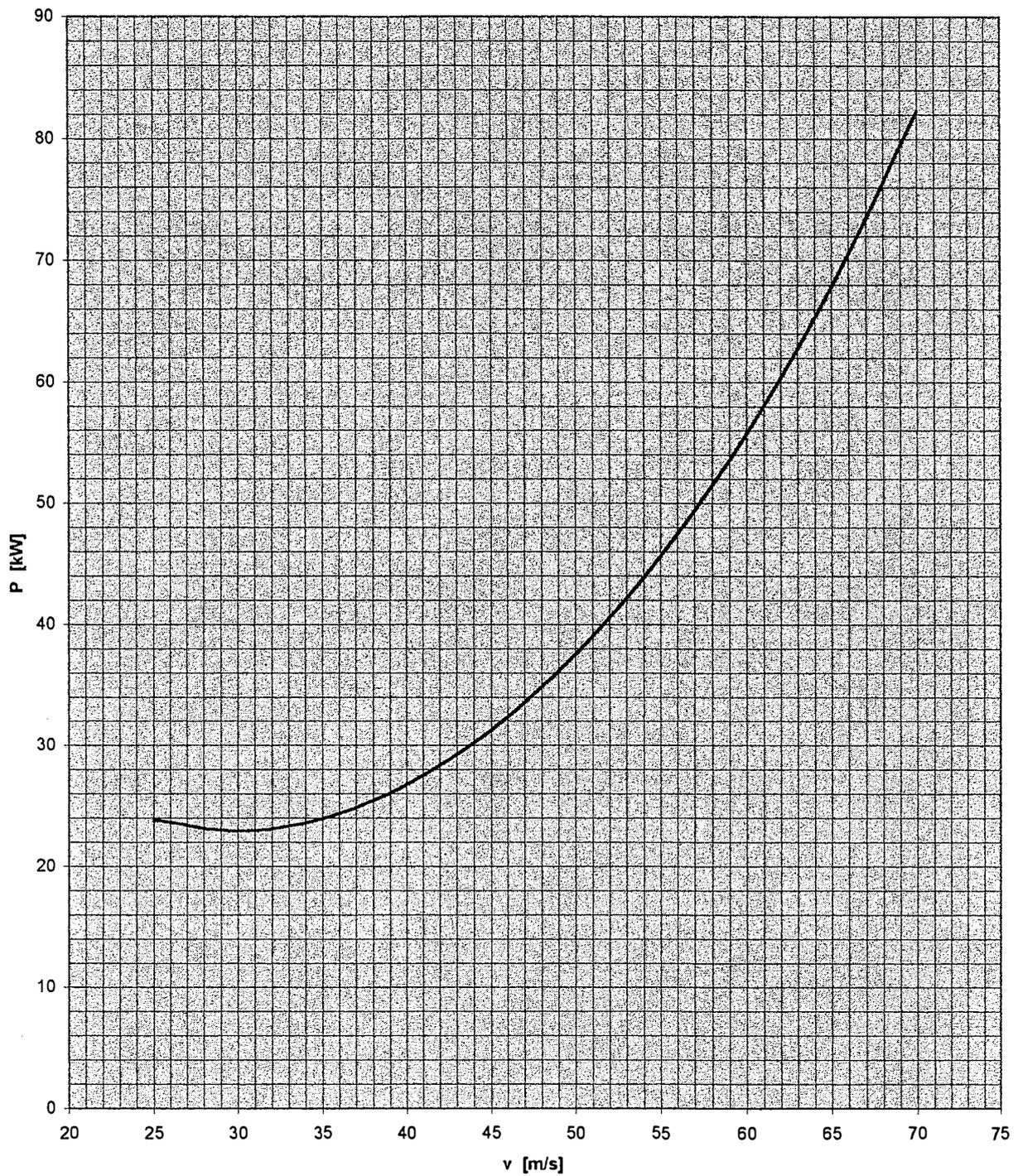


Bild C.7 $P_{\text{eff}} = f(v)$ für maximale Startmasse in Dichtehöhe Null

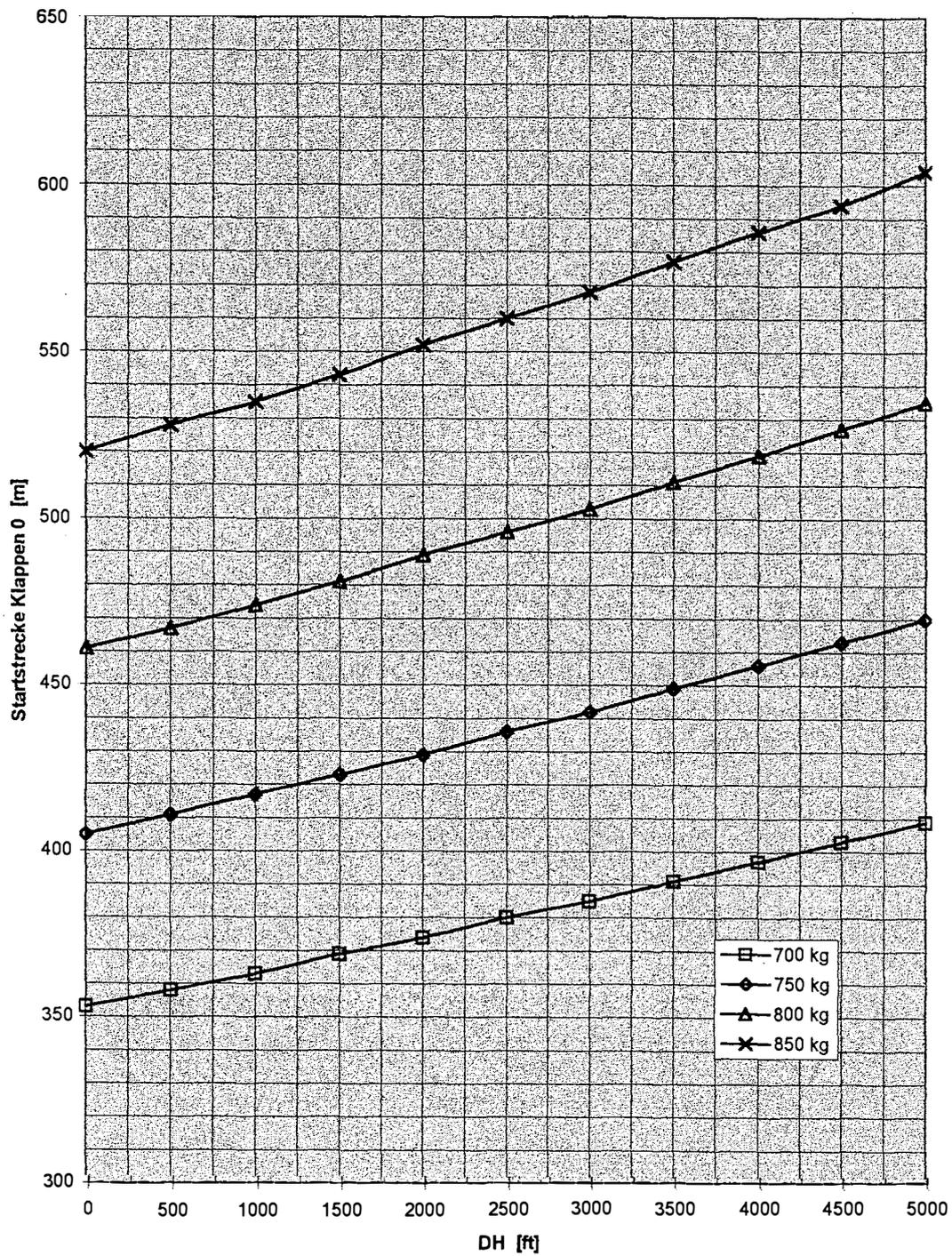


Bild C.8 Startstrecken mit Klappenstellung 0

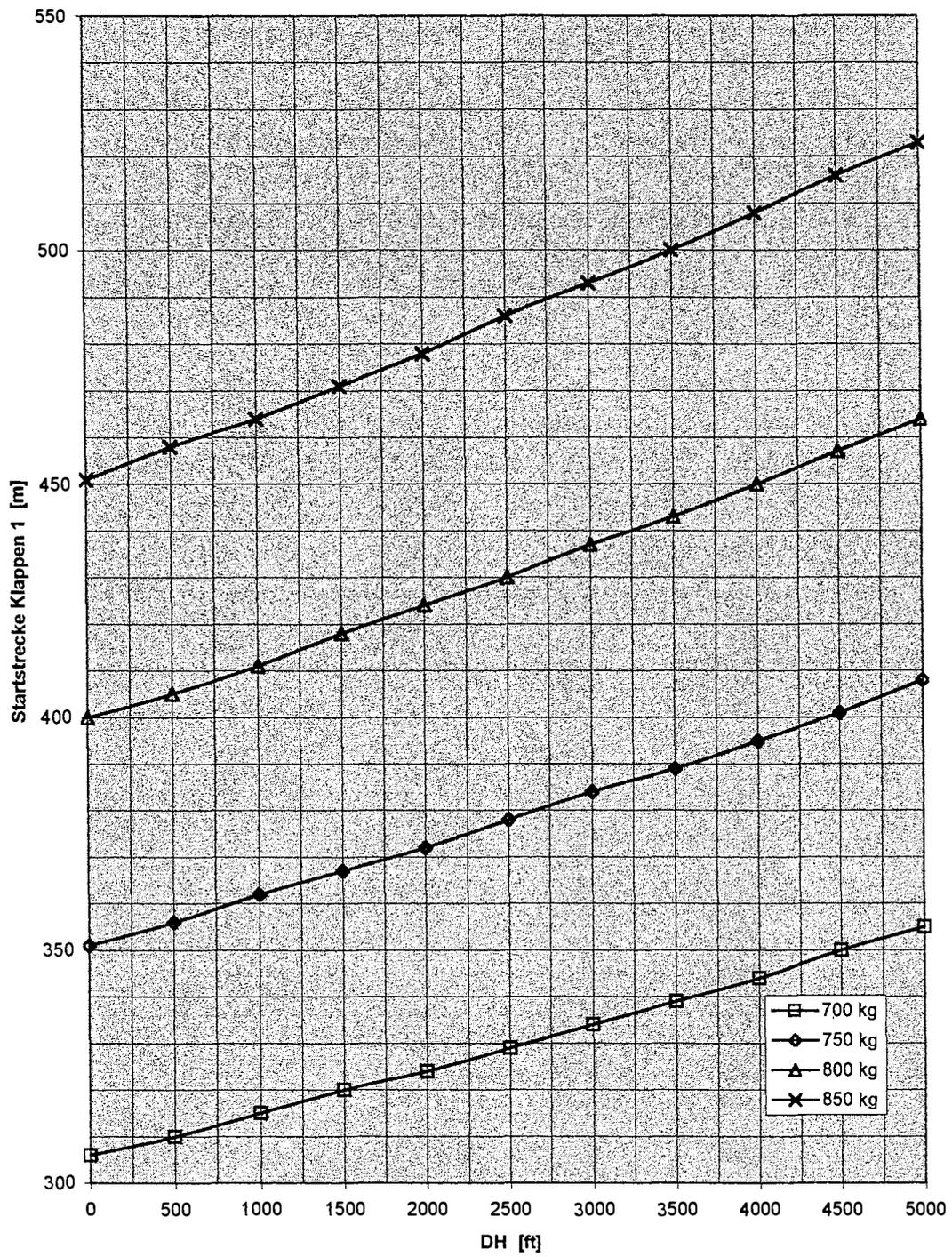


Bild C.9 Startstrecken mit Klappenstellung 1

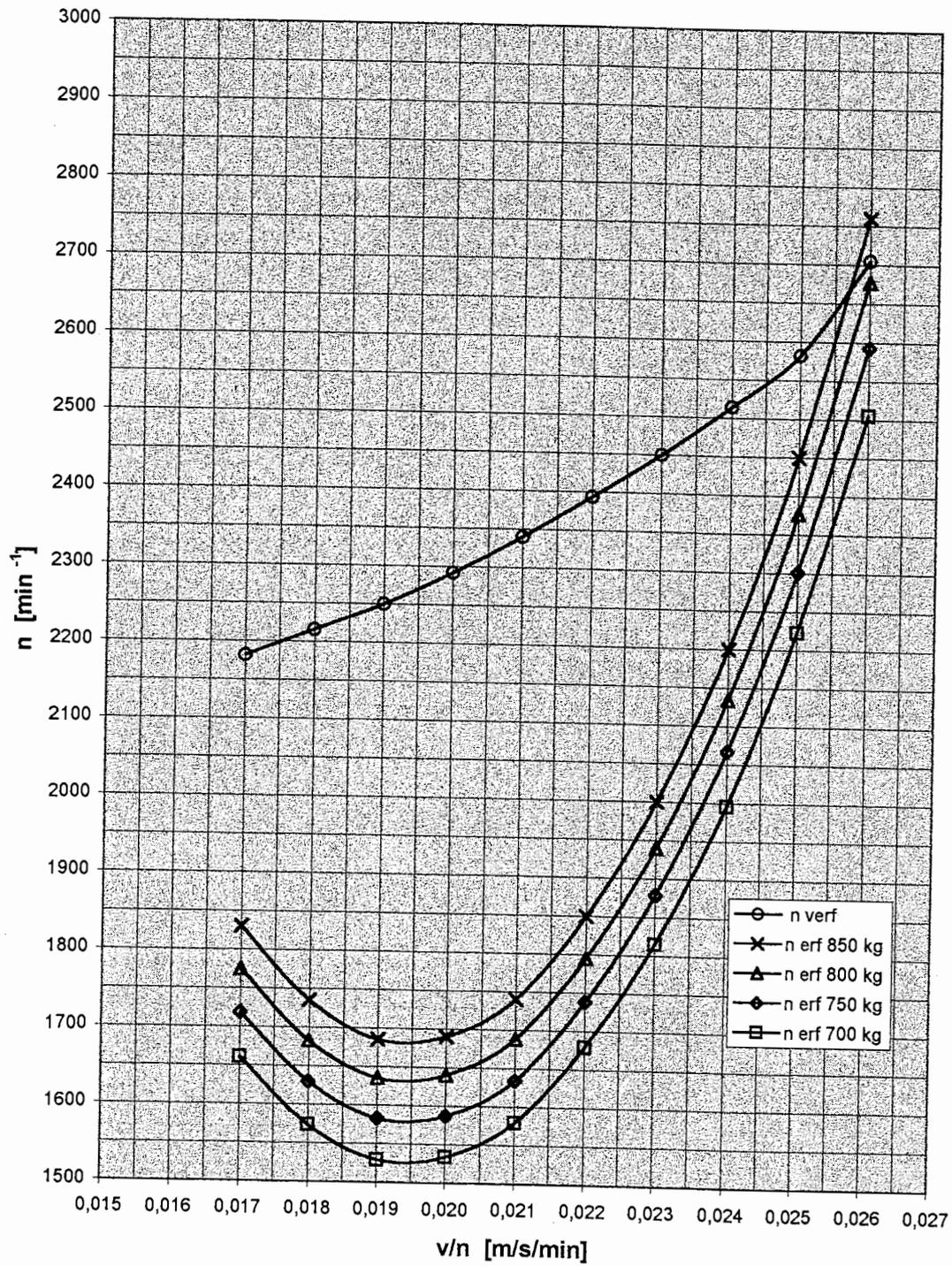


Bild C.10 $n = f(v/n, m)$ in Dichtehöhe Null

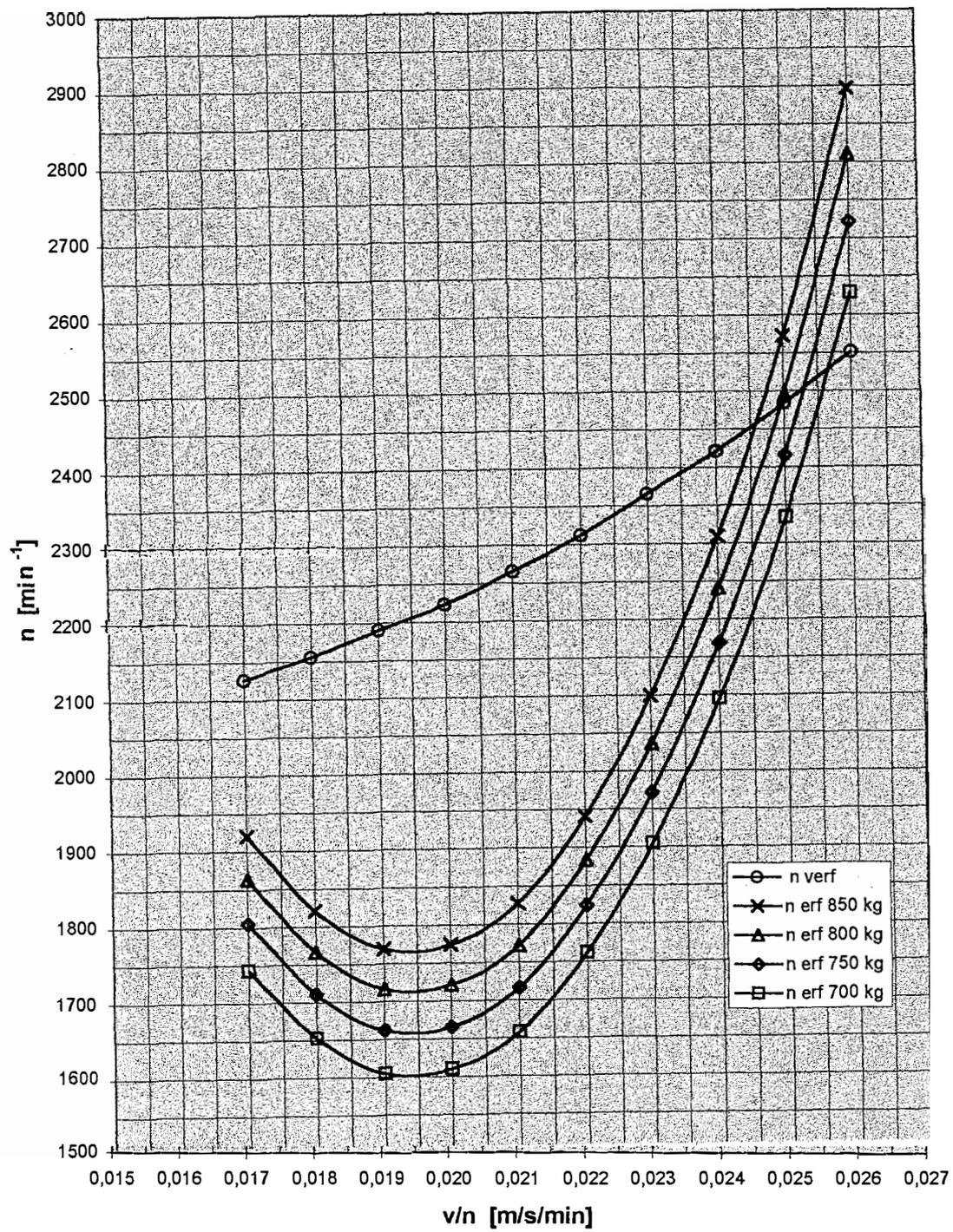


Bild C.11 $n = f(v/n, m)$ in Dichtehöhe 1000 m

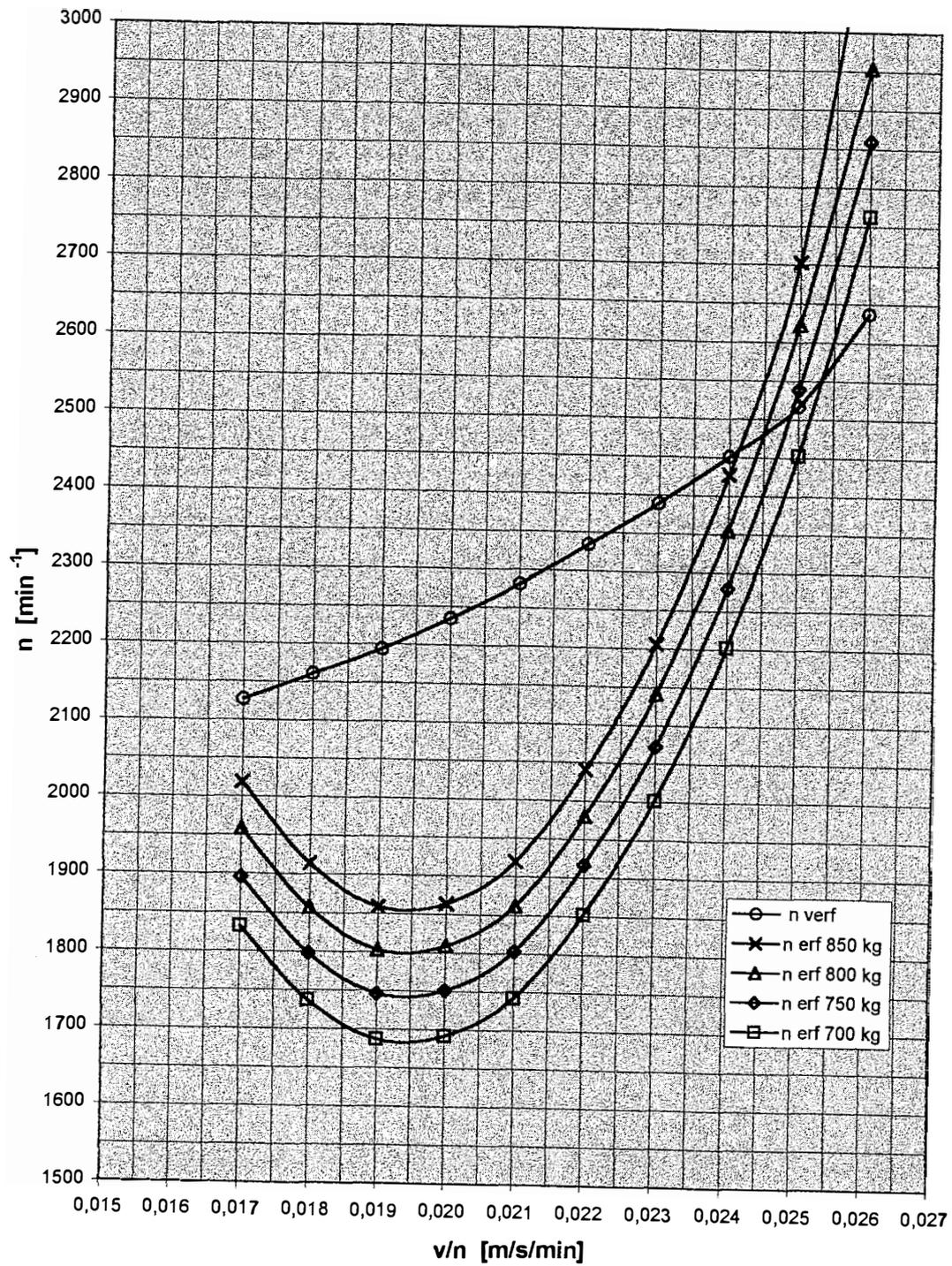


Bild C.12 $n = f(v/n, m)$ in Dichtehöhe 2000 m

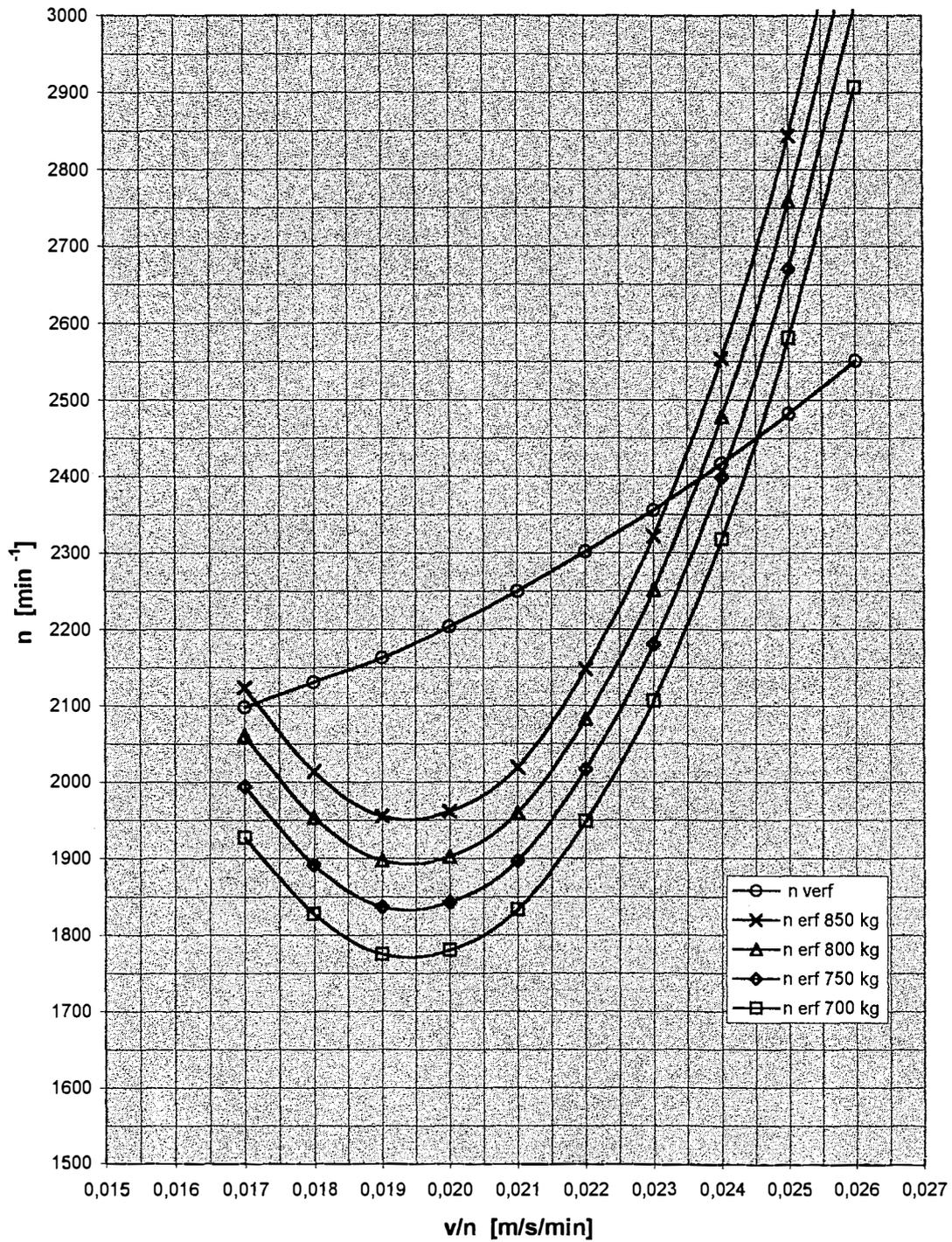


Bild C.13 $n = f(v/n, m)$ in Dichtehöhe 3000 m

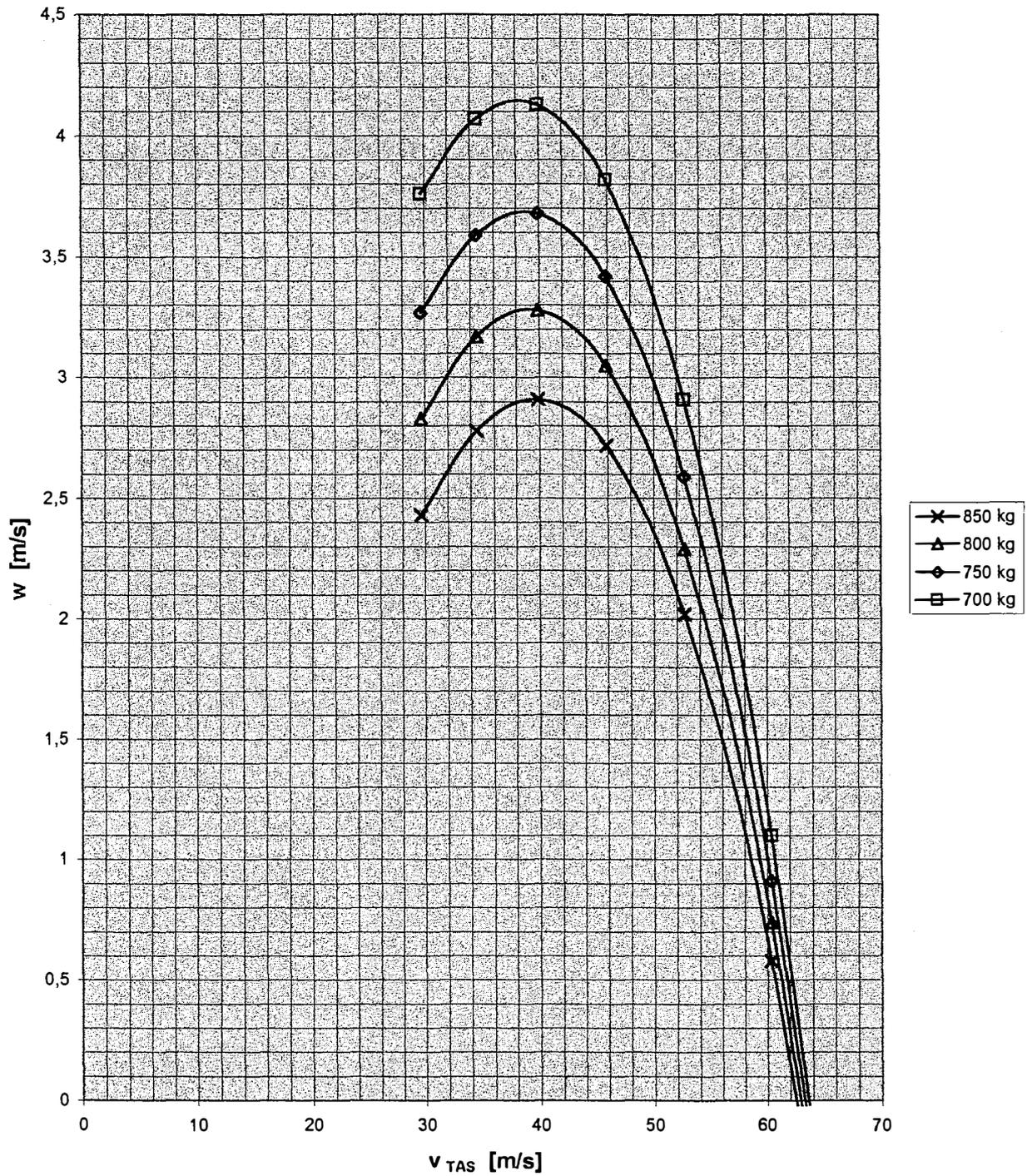


Bild C.14 $w = f(v, m)$ in Dichtehöhe Null

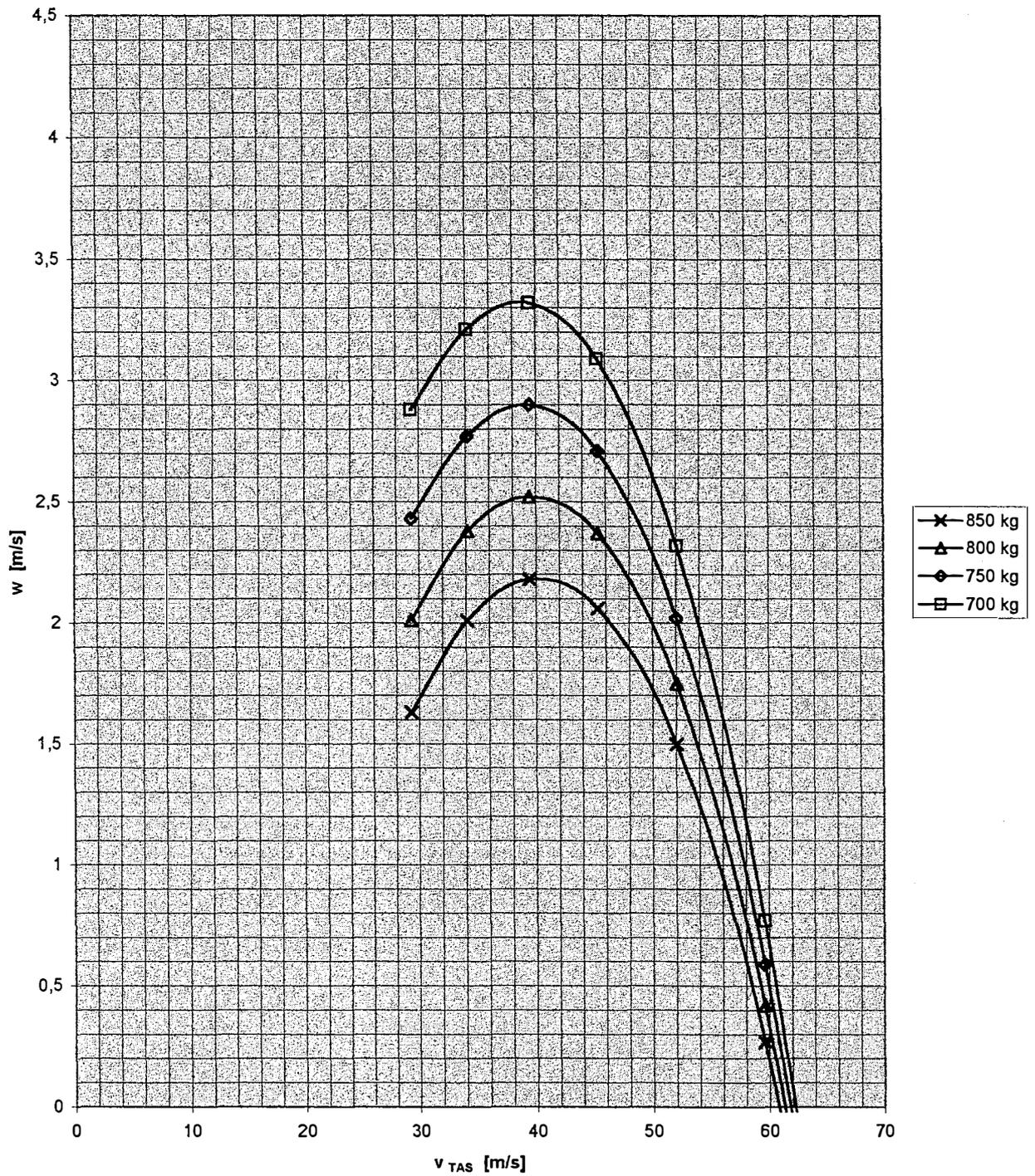


Bild C.15 $w = f(v, m)$ in Dichtehöhe 1000 m

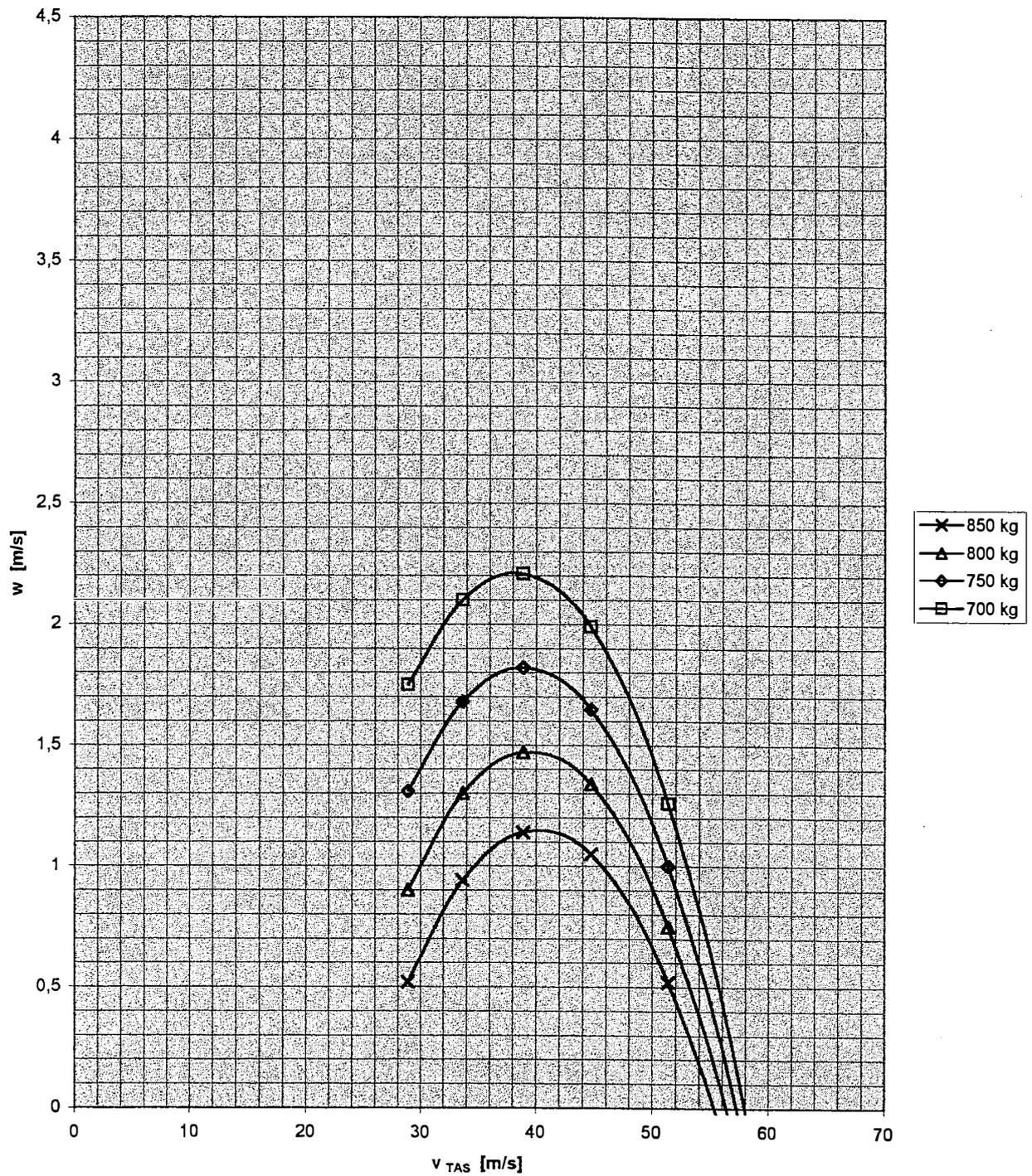


Bild C.16 $w = f(v, m)$ in Dichtehöhe 2000 m

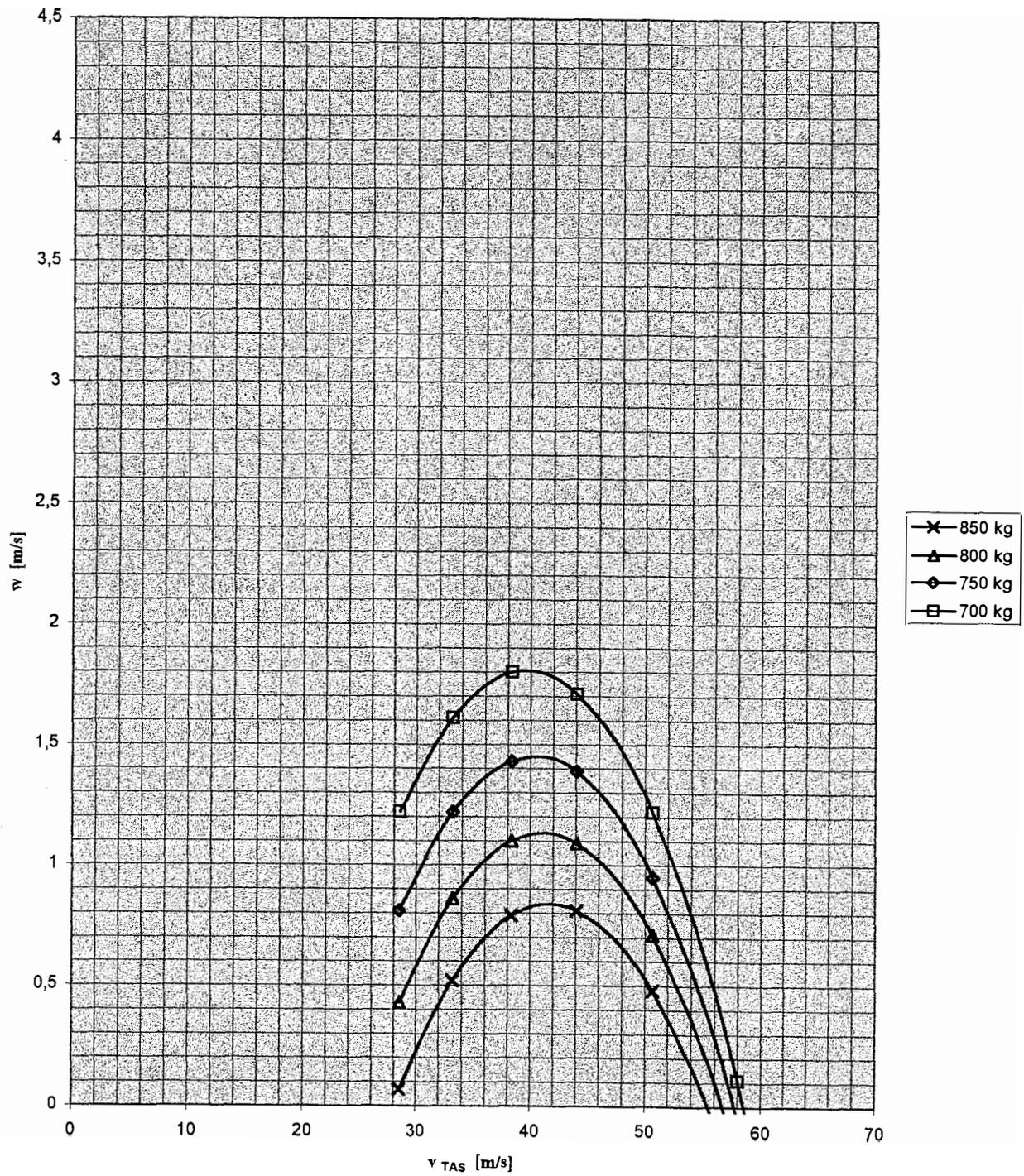


Bild C.17 $w = f(v, m)$ in Dichtehöhe 3000 m

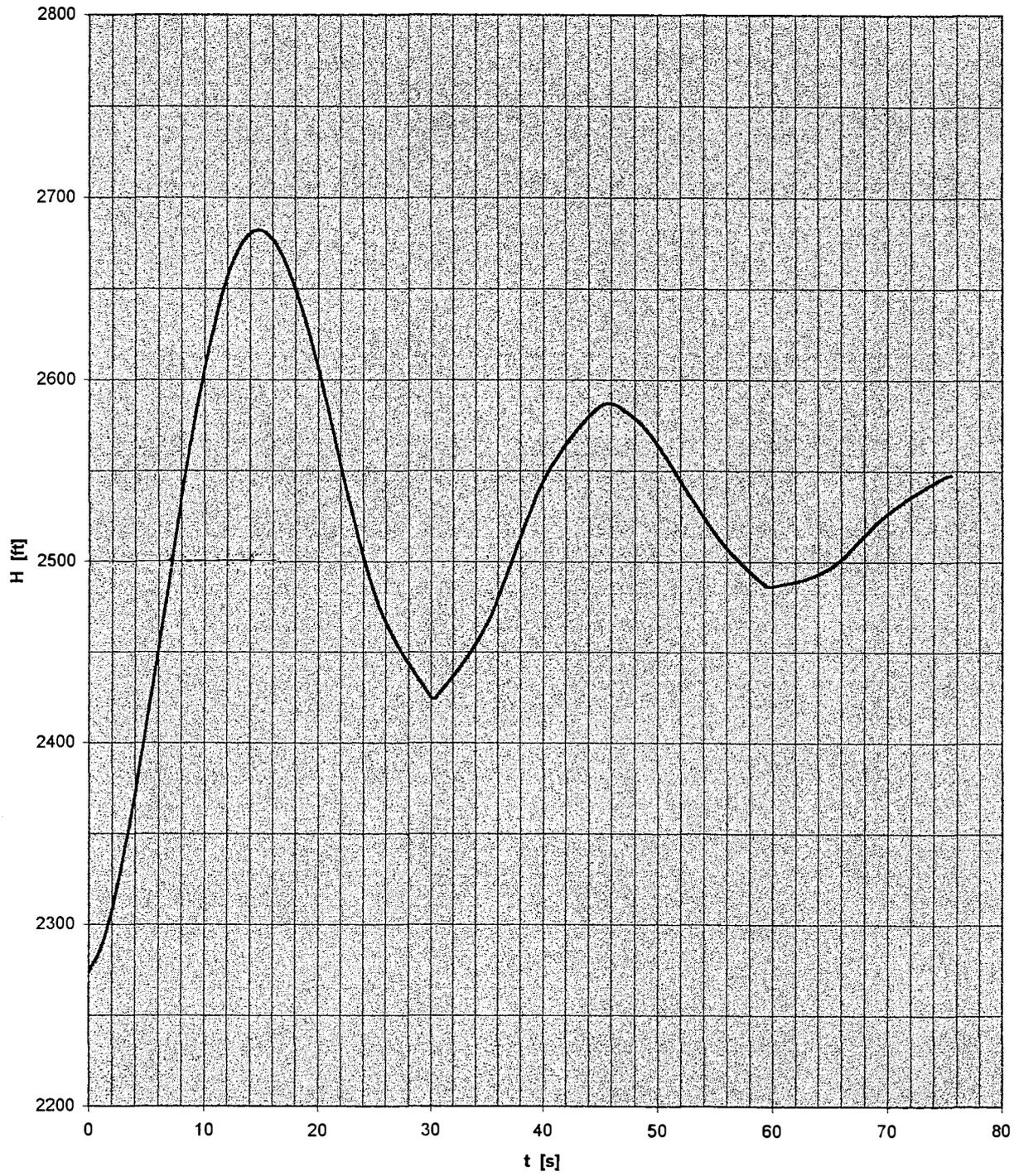


Bild C.18 Flugbahn bei Phygoide mit losem Ruder

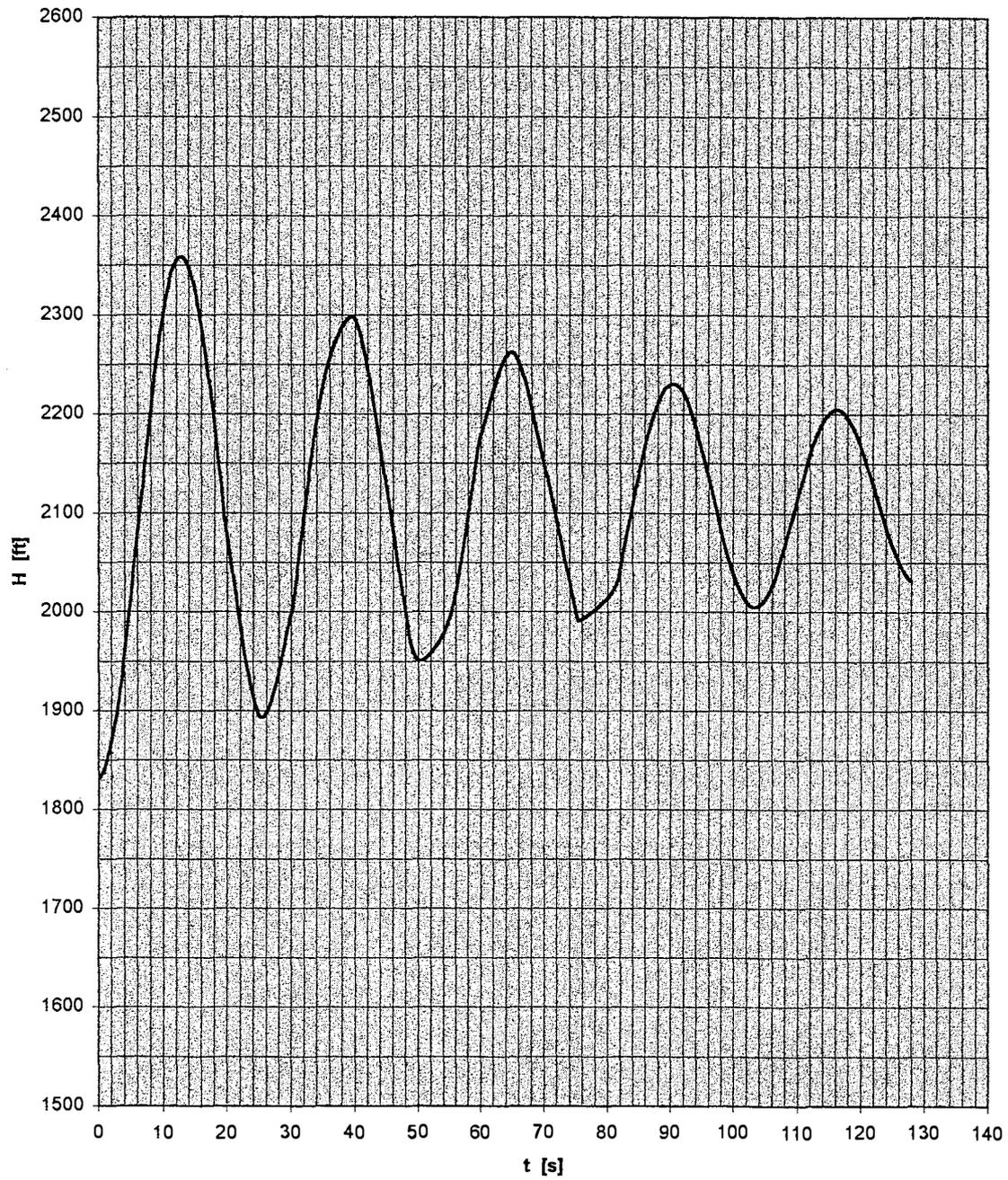


Bild C.19 Flugbahn bei Phygoide mit festem Ruder