R. Brözel

11.1.80

Abfangen und Andrücken; eine Analyse zur Technik des Sollfahrt- und Delphinfliegens

In Unterhaltungen mit vielen zum Teil sehr qualifizierten Piloten über das Für und Wider des Sollfahrtfliegens fiel dem Autor immer wieder auf, wie wenig Quantitatives über die durch den Abfangvorgang hervorgerufenen Verluste aerodynamischen Art bekannt ist. Im Bestreben es wenigstens selbst zu wissen, begann er an einem Schlechtwettertag im Segelflugurlaub die folgende kleine Studie. Das Resultat ist interessant genug, um es auch anderen Piloten mitzuteilen.

Aerodynamische Grundlagen

Der Auftrieb eines Flugzeuges wird ausgedrückt durch:

$$A = q.F.C_A. \qquad (1)$$

, wobei A = Auftrieb
q = Staudruck
F = Flügelfläche
C_A = Gesamtauftriebs-beiwert
ϱ = Luftdichte – 1,225 kg/m³
v = Fluggeschwindigkeit

mit

$$q = \frac{\varrho}{2} \cdot v^2 \qquad (2)$$

Nun ist der Auftrieb gleich der Summe der ihm entgegengesetzten Komponenten der an Flugzeug angreifenden Massenkräfte (Erdanziehung plus Beschleunigungskräfte), ausgedrückt durch das am g-Messer angezeigte Lastvielfache n.

$$A = M.g.n \qquad (3)$$

M = Masse des Flugzeugs
g = Erdbeschleunigung
n = Lastvielfaches

Es sei noch bemerkt, dass im stationären Gleitflug g = 1 ; beim Abfangen wird $n > 1$, beim Andrücken $n < 1$.
Der Widerstand des Flugzeuges wird ausgedrückt durch

$$W = q.F.C_W \qquad (4)$$

W = Gesamtwiderstand
C_W = Gesamtwiderstands-beiwert

Wobei zu beachten ist, dass C_W eine Funktion des Auftriebsbeiwertes ist, und durch Rechnung oder aus der gemesssenen Geschwindigkeitspolaren gewonnen werden kann (Widerstandspolare). Eine sehr ausführliche Darstellung der Zusammenhänge ist in Ref.1 gegeben.
Der Widerstand führt in Verbindung mit der Fluggeschwindigkeit zu der aerodynamischen Verlustleistung

$$N_V = v.W \qquad (5)$$

Diese Verlustleistung führt im stationären Gleitflug (n =1) zur Flugzeugsinkgeschwindigkeit w_p (Polarensinken). Für den beschleunigten Gleitflug sei nun die Sinkgeschwindigkeit allgemeiner als Rate des Verlustes an Gesamtenergie pro Gewichtseinheit definiert.

Diese "totale" Sinkgeschwindigkeit geht für den stationären Gleitflug in das Polarensinken über, ist jedoch auch für den beschleunigten Flug sinnvoll, es ist die von einem idealen Totalenergievariometer in ruhiger Luft angezeigte "Sinkgeschwinidigkeit"(die als Rate des Höhenverlustes zu definierende wirkliche "Sinkgeschwindigkeit" kann sehr verschieden von der totalen sein: man fliege einen Looping und vergleiche die Anzeige eines ~~EX~~ Totalenergievarios mit der eines unkompensierten Varios, das die wirkliche Sinkgeschwindigkeit anzeigt).

Es gilt $$w_t = \frac{1}{M.g} \cdot \frac{dE_{tot}}{dt} \quad (6)$$

w_t = Totale Flugzeugsinkgeschwindigkeit
E_{tot} = Totalenergie des Flugzeugs

und $$N_V = \frac{dE_{tot}}{dt} \quad (7)$$

mit $$E_{tot} = M.g.H + 1/2\, M.v^2$$

H = Höhe des Flugzeugs

Aus den Gleichungen (1) bis (7) folgt nach einfacher Rechnung

$$C_A = \frac{2.M.g}{\varrho.F} \cdot \frac{1}{v^2} \cdot n \quad (8)$$

$$w_t = \frac{\varrho.F}{2M.g} \cdot v^3 . C_W(C_A) \quad (9)$$

Zur Gewinnung des Gesamtwiderstandbeiwertes aus der Flugzeugpolaren

$$C_W = \frac{2.M.g}{\varrho.F} \cdot \frac{1}{v^3} \cdot w_P \quad (9')$$

w_P = Polarensinken

da für $n = 1$ $w_t = w_P$ gilt.

Eine ~~sehr~~ ~~übersichtliche~~ anschauliche Lösung unseres Problems ~~bietet~~ gewinnt man aus dem ~~das~~ Verhältnis des "beschleunigten" Sinkens zum Polarensinken bei einer gegebenen Fluggeschwindigkeit: die Gleichungen (8) und (9) vereinfachen sich zu

$$C_{An} = n.C_{AO} \quad (10)$$

$$w_{tn} = \frac{C_{Wn}}{C_{WO}} \cdot w_{tO} \quad (11)$$

Index O steht hier für stationären Flug (n = 1)
Index n für beschleunigten Flug ($n \neq 1$)

Mit Hilfe der bereits erwähnten Widerstandspolaren $C_A = C_A(C_W)$ kann damit das Problem für jeden Flugzeugtyp exact gelöst werden. Jedes Wertepaar aus Fluggeschwindigkeit und Lastvielfachem liefert die zugehörige totale Sinkgeschwindigkeit als Mass für die aerodynamischen Verluste.

Der Vollständigkeit halber sei noch bemerkt, dass instationäre Strömungsvorgänge am Flügel getrost verlachlässigt werden können, denn die hier vorkommenden Zeitkonstanten sind auf jeden Fall gross gegen die zur Umströmung des Flügels benötigte Zeit von weniger als 0,05 Sek.

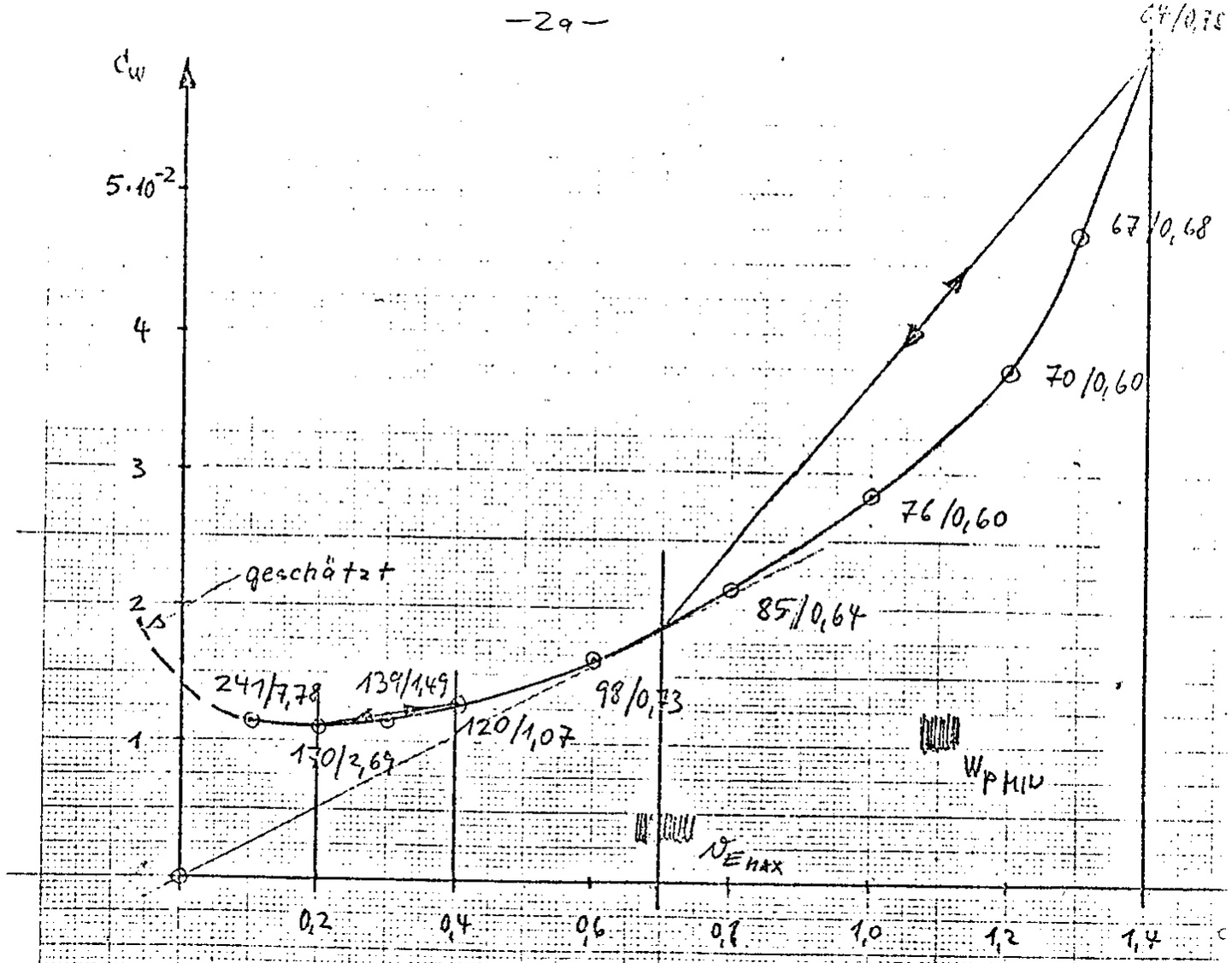


BILD 1 WIDERSTANDS POLARE OER ASW 15

Diskussion

x und das Polarensinken

Im Interxesse der Uebersichtlichkeit sei die Diskussion zunächst auf ein Standardflugzeug beschränkt, Feinheiten später. Es sei der Fall der ASW 15 gewählt, weil dem Autor hierfür in Ref.1 sehr ausführliche Daten zur Verfxügung standen. In Bild 1 ist die aus den Leistungsdaten errechnete Widerstandspolare aufgezeichnet, längs der Polaren sind die zugehörigen Geschwindigkeitswerte als Parameter eingetragen. Man erkennt die Abkippgeschwindigkeit beim maximalen Auftriebsbeiwert von 1,4; der Anstieg des Widerstandbeiwertes ist hier am steilsten. Die beste Gleitzahl ergibt sich als der Reziprokwert der Tangente der Kurve durch den Nullpunkt beim Wert $C_A = 0,7$ (die Gleitzahl ist ganz allgemein = C_A / C_W); $C_A = 0$ wird im stationären Gleitflug erst bei der Geschwindigkeit ∞, das heisst nie erreicht. Wie man sieht, bleibt der Widerstandsbeiwert für hohe Geschwindigkeiten fast konstant, um für sehr hohe Geschwindigkeit sogar wieder anzusteigen. Bei negativem Auftriebsbeiwert, das heisst bei negativem Lastvielfachen, wie es zum Beispiel im Rückenflug auftritt, wird der Widerstand wider sehr gross. Der prinzipielle Verlauf der Widerstandspolaren ist für alle modernen Segelflugzeuge gleich, ob mit oder ohne Klappen, da sie alle auf grösste Reisegeschwindigkeit optimiert sind. Die nun folgende Argumentation gilt daher mit nur geringen Abweichungen ganz allgemein.

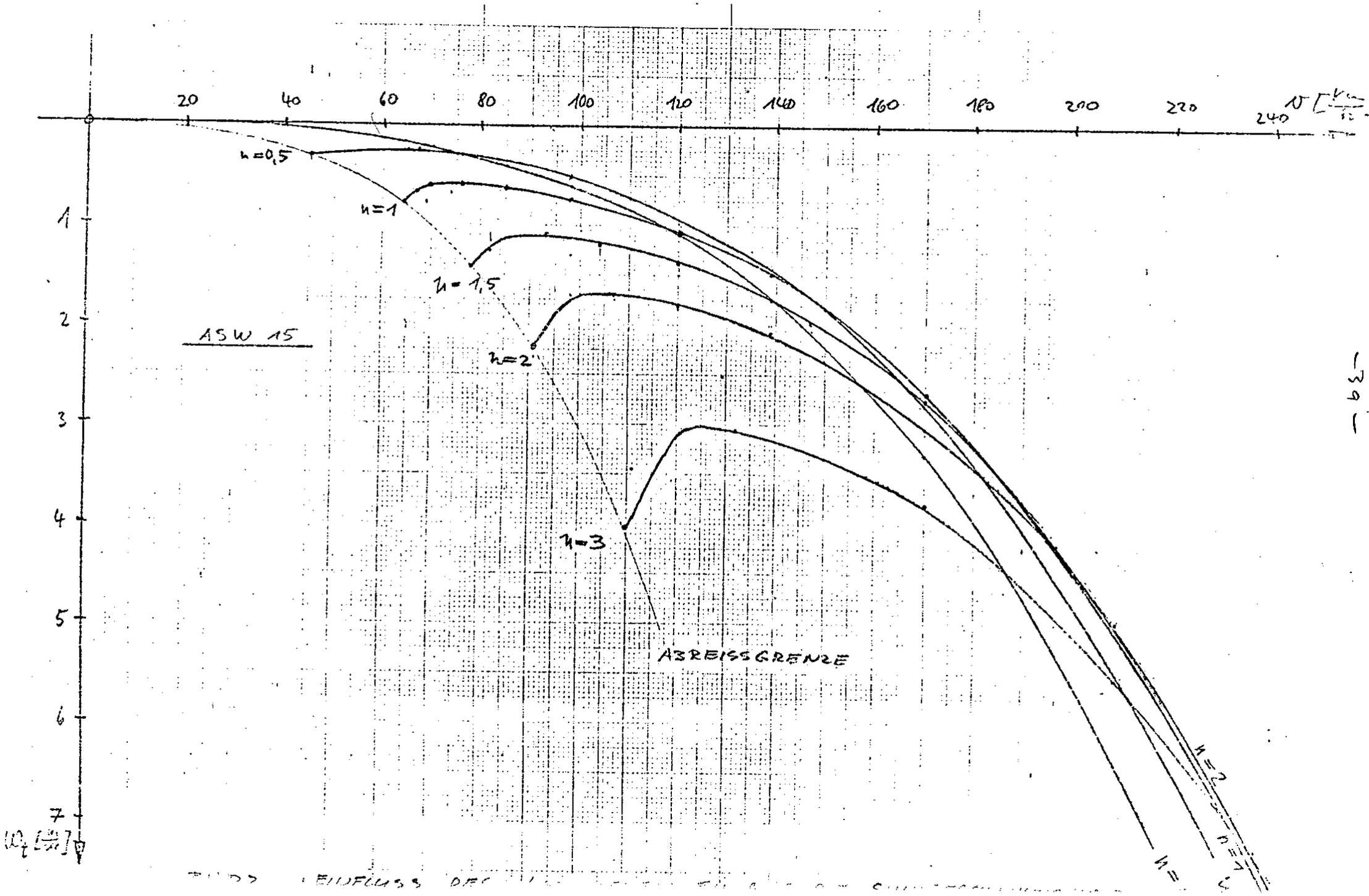
Das gesuchte Ergebnis ist nach Gl(9) und (10) einfach abzuleiten:

- Man sucht die zur betrachteten Geschwindigkeit v_0 gehörenden Werte von C_{AO} und C_{WO} (Gl (8) und Bild1).
- Durch Multiplikation von C_{AO} mit dem Lastvielfachen n erhält man den "beschleunigten" Auftriebsbeiwert C_{An}.
- Danach entnimmt man aus der Widerstandspolaren* den zu C_{An} gehörenden "beschleunigten" Widerstansbeiwert C_{Wn}. x Bil
- Das Verhältnis der beiden Widerstandsbeiwerte C_{Wn}/C_{WO} ist gleich dem Verhältnis der totalen Sinkgeschwindigkeiten mit und ohne Beschleunigung w_{tn}/w_{tO}
- Durch Multiplikation des gewonnenen Verhältnisses mit dem zugehörigen Polarensinken erhält man die zum Lastvielfachen und der Geschwindigkeit v_o gehörende totale Sinkgeschwindigkeit.

In Bild 1 ist der Vorgang für zwei Fälle eingezeichnet:

* Wenn man bei 91 Km/h auf eine Beschleunigung von 2g anzieht, erreicht man den maximalen Auftriebsbeiwert und die Sinkgeschwindigkeit steigt auf des 3,3-fache Polarensinken an, d.h. von 0,69 auf 2,3 m/Sek. Dafür ist hauptsächlich der induzierte Widerstand beim doppelten Auftrieb verantwortlich. Fliegt man dagegen bei 64 Km/h mit 0,5g, dann wird die Sinkgeschwindigkeit von 0,78 auf 0,24 m/Sek reduziert.

* Wenn man bei 170 Km/h auf 2g anzieht vergrössert sich die Sinkgeschwindigkeit nur geringfügig, nämlich um nur 15 % von 2,69 auf 3,05 m/Sek. Umgekehrt sind durch Reduktion des Lastvielfachen auf 0,5g bei 120 Km/h auch nur 15 % zu gewinnen.


20
40
60
80
100
120
140
160
180
200
220
240
v [km/h]
1
2
3
4
5
6
7
ω_t [1/s]
n=0,5
n=1
n=1,5
n=2
n=3
ASW 15
ABREISSGRENZE
n=2
n=1
n=

In Bild 2 ist eine ganze Schar von "beschleunigten" Polaren aufgezeichnet**. Als Lehren für die fliegerische Praxis kann man folgendes erkennen:

* Hohe Lastvielfache bei niedriger Geschwindigkeit (oder hohe "beschleunigte Auftriebsbeiwerte, was das wesentliche ist), sind zu meiden, sie führen zu sehr stark überhöhter Sinkgeschwindigkeit, ganz abgesehen von der Gefahr des dynamischen Ueberziehens.

* Je höher die Geschwindigkeit desto stärker kann beschleunigt werden. Wenn man sich zum Beispiel Zusatzverluste von 25 % des Polarensinkens als Grenze setzt, sollte man :

  1,5g erst ab 120 Km/h,
  2g ab 150 Km/h und
  3g erst ab 190 Km/h fliegen.

* Beim Andrücken und Abflachen fliegt man am günstigsten mit Lastvielfachen um 0,5 bis 0,2g, fliegt man schneller als 150 Km/h sind Lastvielfache unter 1g zu meiden; negative sind prinzipiell und besonders in diesem Bereich schädlich, Segelflugprofile sind dafür nicht gebaut ! Also lieber den Schmutz und andere Gegenstände am Boden der Kabine ruhen lassen, es ist auch für die Haube besser!

Man sollte sich den theoretischen Sachverhalt auch eimal praktisch klarmachen, indem man kräftig "turnt" und dabei sein Totalenergievario beobachtet. Wenn dessen saubere Reaktion nicht durch Kapillaren und andere Tricks weggetrimmt worden ist, wird man die oben geschilderten Phänomene deutlich beobachten können. Beim Einleiten eines Loopings bei 200 Km/h und 4g muss das Vario nach unten an den Anschlag gehen und anschliessend nach mässigen Werten zurückkehren, im Scheitelpunkt muss es nahezu Null anzeigen. Ein Vario, das dieses nicht tut, belügt seinen Besitzer. Man sollt bei dieser Uebung einen Beschleunigungsmesser einbauen, um sein Gefühl für das Lastvielfache zu trainieren, denn das ungeschulte Gefühl trügt gewaltig.

**

Durch Elimination der Geschwindigkeit aus den beiden Gleichungen (8) und (9) ergibt sich:

$$v = \sqrt{\frac{2g}{\rho} \cdot \frac{M}{F} \cdot \frac{1}{C_A} \cdot n}$$

$$w_t = \sqrt{\frac{2g}{\rho} \cdot \frac{M}{F} \cdot \frac{C_W^2}{C_A^3} \cdot n^3}$$

d.h. die Schar der beschleunigten Polaren geht aus der normalen Polaren (n = 1) hervor, indem man die Geschwindigkeit mit der Wurzel aus n und die Sinkgeschwindigkeit mit der dritten Potenz der Wurzel aus dem Lastvielfachen multipliziert. (Für n = 0 funktioniert das System jedoch nicht). Die bisherige Ableitung gilt auch für den Kreisflug, das Lastvielfache ist hier $n = 1/\cos\varphi$, wo φ = Querneigungswinkel. n = 2 entspricht einer Querneigung von 60°, n = 1,5 einer solchen von 48°.

Für kleine Abweichungen des Lastvielfachen von 1 lässt sich eine etwas geschlossenere Analyse durchführen:
Aus den Gleichungen (8) und (9) erhält man durch Differentiation gemäss

$$\frac{dw_t}{dn} = \frac{dw_t}{dC_W} \cdot \frac{dC_W}{dC_A} \cdot \frac{dC_A}{dn}$$

$$\frac{dw_t}{dn} = v \cdot \frac{dC_W}{dC_A}$$

oder in Differenzen ausgedrückt

$$\Delta w_t = v \cdot \frac{dC_W}{dC_A} \cdot \Delta n \qquad (12)$$

dC_W/dC_A wird durch graphische Differentiation aus der Widerstandspolaren gewonnen, damit ist die Aenderung der totalen Sinkgeschwindigkeit mit der Aenderung des Lastvielfachen bekannt. Bild 3 zeigt ihren Verlauf über der Geschwindigkeit aufgetragen. Die erhaltene Kurve bestätigt das vorher gesagte. Die Methode eignet sich wegen der einfachen Darstellungsmöglichkeit gut zum Vergleich verschiedener Flugzeugtypen, ist jedoch für die fliegerische Praxis von geringerer Bedeutung, weil auf kleine Laständerungen beschränkt. In Bild 3 sind die nach der Methode errechneten Beschleunigungsempfindlichkeiten für ~~verschiedene~~ einige Flugzeugtypen ~~dargestellt~~ zusammengefasst, als Basis dienten die im Aerokurier veröffentlichten gemessenen Polaren (Ref2).
Wie man sieht, ist ihr Verlauf unterhalb der Geschwindigkeit des besten Gleitens praktisch gleich. Für höhere Geschwindigkeiten ergeben sich Differenzen, die sich aus geringfügigen Unterschieden im Verlauf der Krümmung der Einzelpolaren durch die Differentiation ergeben. Die Frage nach den konstruktiven Gründen dafür ist dabei sicher sehr interessant, der Einfluss dieser Unterschiede auf den optimalen Flugstil ist dabei jedoch als gering einzuschätzen. Ob ASW 15, Standard Cirrus, Mosquito oder Nimbus II, das wesentliche bleibt gemeinsam.

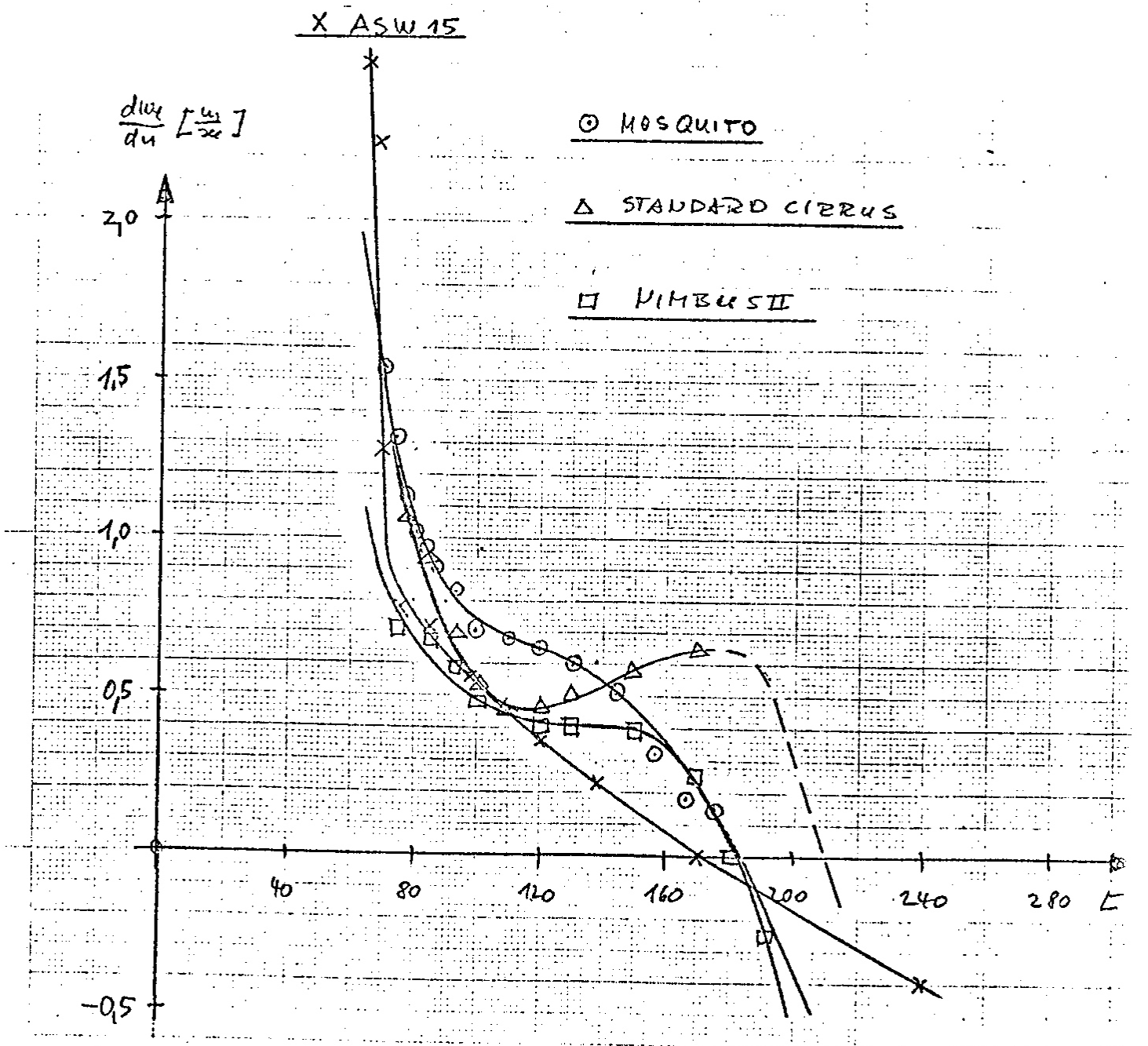


BILD 3 BEGCHLEUNIGUNGSEMPFINDLICHKEIT VERSCHIEDENER FLUGZEUG TYPEN

Wie sieht nun das optimale Verzögerungs-, oder Beschleunigungsmanöver aus? Zur Beantwortung dieser Frage reicht die bisher gewonnene Erkenntnis noch nicht aus, denn ein solches Manöver besteht aus mehreren Einzelvorgängen, und nur das Gesamtresultat zählt. Zum ~~XX~~ Verzögern z.B. muss das Flugzeug zuerst aus einer praktisch horizontalen Flugbahn auf eine ansteigende Bahn gebrahht werden, denn nur im verzögerten Steigflug kann die dem Quadrat der Geschwindigkeit proportionale Kinetische Energie und damit Geschwindigkeit unter geringen Verlusten verrringert werden, indem man sie in potentielle Energie umwandelt, d.h. in Höhengewinn umsetzt (die einzige Alternative wäre die Bremsklappen auszufahren, eine offensichtlich nicht sehr effiziente Methode). Um in eine Steigbahn zu kommen, muss das Flugzeug erst eimal nach oben beschleunigt werden, was auf einem mehr oder weniger scharfen Bogen und bei entsprechendem Lastvielfachem geschieht. Am Ende des Anstiegs und vor Erreichen der gewollten KUrbelgeschwindigkeit muss das Abflachen in die neue horizontale Bahn in einem nach unten gekrümmten Bogen, diesmal mit verringertem Lastvielfachen eingeleitet werden. Im Grenzfall kann das Ende des ersten mit dem Anfang des zweiten Bogens zusammenfallen, es sind auf jeden Fall zwei beschleunigte Flugzustände mit entgegengesetzten ~~XXXX~~ Normalbeschleunigungen nötig. Beim Fahrtaufholen läuft der Vorgang spiegelbildlich ab, grundsätzlich ändert sich nichts.

Da jede Phase durch mehrere Parameter ~~X~~ gekennzeihhnet ist, ist eine mehrfach unendliche Anzahl von Manövern möglich. Um den Aufwand der ~~sehr~~ mühsamen Rechnung in Grenzen zu halten, wurden 4 Strategien für ~~einen bestimmten~~ gegebenen Anfangs- und Endzustand durchgerechnet. Sie unterscheiden sich durch die Bahnneigung und die Lastvielfachen in den Bögen. Angenommen wurde ein Gleitflug von 150 Km/h aus dem es auf 80 Km/h zu verzögern gilt, ruhige Atmosphäre vorausgesetzt. Berechnet wurden die am meisten interessierenden Grössen: Die erforderliche Strecke, der Zeitverlust, und der Verlust an Höhe. Beim letztenen hat man allerdings Schwierigkeiten bei der Wahl der Bezugshöhe. Um ~~allen Willkürlichkeiten aus dem Wege zu gehen~~ die Rechnungen zu vereinfachen wurde der Höhenverlust auf die Flugbahn des idealen verlustlosen Flugzeuges bezogen: Dieses würde beim Ausführen der Aufgabe, völlig unabhängig von den Einzelheiten der Durchführung nach dem Energiesatz einen Höhengewinn von

$$\Delta H_{ideal} = \frac{v_0^2 - v_1^2}{2g}$$

~~realisieren~~ Hindernissen, im vorgegebenen Falle sind dies 633 Meter. Reale Flugzeuge erreichen diesen Höhengewinn nicht, aber kommen je nach ihrer aerodynamischen Güte und je nach Durchführung des Manövers dem Ideal mehr oder weniger nahe. Beim Andrücken sinkt man dagegen tiefer ab als das ideale Flugzeug.

In der Rechnung, die für den Fall der Vorgänge ausgeführt wurde, wurden nun zx zunächst die verlustlosen Flugbahnen bestimmt, aus den daraus gewonnenen Daten wurden wiederum die Totalenergieverluste mit ~~XXX~~ Hilfe der vorher abgeleiteten Theorie berechnet. Zur Bestimmung der wirklichen Bahnen wurden dann die verlustlosen Bahnen mit den Totalenergieverlusten korrigiert. Die sich ergebenden Flugbahnen sind in Bild4 maasstäblich dargestellt, die wichtigsten Daten in Tabelle 5 aufgelistet.

Beim oberflächlichen Betrachten könnte man zu falchen Schlüssen kommen, zum Beispiel hat die Bahn 1 offensichtlich den grössten Höhenverlust, vergleicht man sie jedoch mit der Bahn, die man bei geradem Weiterfliegen mit 150 Km/h beschrieben hätte, dann stellt man fest, dass man sogar weniger verloren hat! Was gilt nun? Eine kleine Ueberlegung wird uns weiterhelfen. Nehmen wir an, ein Pilot mit dem gleichen Flugzeug und der gleichen Ausgangsposition sei mit 150 Km/h durchgeschossen, während der andere auf 80 Km/h verzögerte - weil er einen Bart vermutete - . Oben angekommen ist der Bart verschwunden, also wieder beschleunigen auf 150 Km/h und hinterher. Wie gross ist nun der Verlust des nervösen Piloten gegenüber dem gelassenen? Zeit- und Höhenverlust des gesamten Manövers sind natürlich doppelt so gross wie die des Einzelmanövers. Diese entsprechenden Zahlen sind nun in in den beiden vorletzten Zeilen in Tabelle 5 eingetragen.

Wie ist nun der erlittene Höhennachteil in einen äquivalenten Zeitnachteil umzurechnen? Nun, offensichtlich ist dieser gleich der Zeit, die man braucht, um den Höhenverlust wider wettzumachen, und dieses kann nur im nächsten Bart geschehen. Nehmen wir einmal an, dieser sei der typische mitteleuropäische Bart mit einem mittleren Steigen von 1,5 m/sek, dann können wir damit den Höhen- in einen Zeitnachteil umwandeln. Das Resultat steht in der letzten Zeile der Tabelle 5. Die Unterschiede zwischen den einzelnen Fällen sind nun zur grossen Enttäuschung sehr gering geworden. Heisst das, dass es gleichgültig ist ob wir ~~XXX~~ weich oder hart abfangen? Nun, beileibe nicht, man betrachte nur die enormen Unterschiede in den Bremsstrecken. Wer keinen Bart mitnehmen will kann demnach ruhig ganz weich verzögern. Was wäre passiert, wenn unser nervöser Pilot mit kräftigem Lastvielfachen in eine Steigzone eingefogen wäre? Nun, Gorisch (Ref3) hat dazu etwas gesagt, man lese nach. Unter diesen Umständen wäre der kleine Abstecher vielleicht ein Bonus gewoden, den ein weich reagierender Pilot mit Sicherheit verpasst hätte, wer nachrechnet findet, dass ein Höhengewinn von 75 m bereits zum Ausgleich gereicht hätte. Ueberlassen wir das Spekulieren und Probieren dem interessierten Leser und fassen wir zusammen:

⊖ und zum kürzeren Zeitnachteil dazu addieren

⊖ Kurve

⊗ z.B. im Fall 3

VERZÖGERUNGSMANÖVER 150 km/h → 80 km/h

(MOSQUITO)

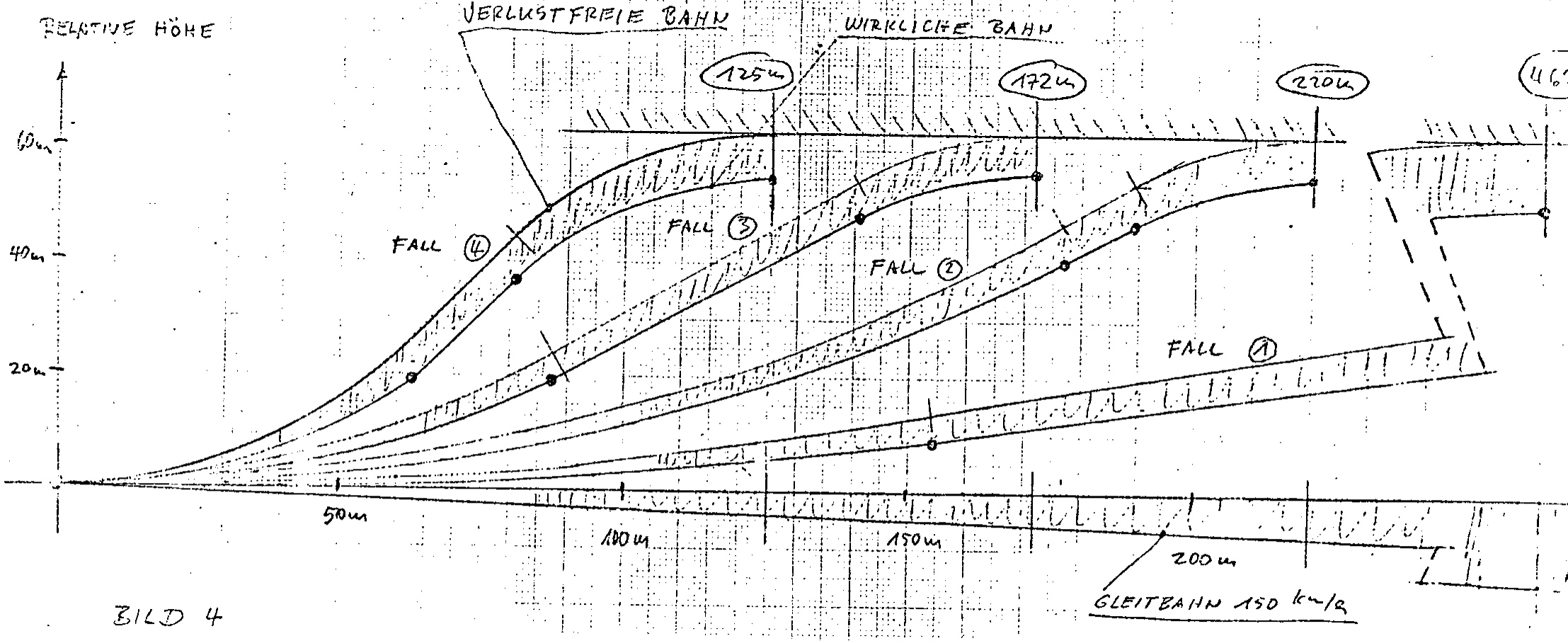


BILD 4

TABELLE 5

	Fall	1	2	3	4	
Hochziehen	Anfangsgeschwindigkeit	150	150	150	150	Km/h
	Lastvielfaches	1,2	1,5	2	3	
	Höhengewinn, verlustlos	14	48	24	26	m
	Endgeschwindigkeit	138	102	128	126	Km/h
	Strecke (Projektion)	154	177	88	63	m
	Dauer	3,8	5,0	2,4	2,0	sek
	Totalenerieverlust	4,5	6,9	4,8	7	m
Steigflug	Steigwinkel	10	30	30	45	o
	Lastvielfaches	0,98	0,87	0,87	0,71	
	Höhengewinn, verlustlos	46	7	31	19	m
	Endgeschwindigkeit	86	92	92	105	Km/h
	Strecke (Projektion)	265	13	54	19	m
	Dauer	8,7	0,5	2,0	0,8	Sek
	Totalenergieverlust	7	0,3	1,5	0,6	m
Abflachen	Lastvielfaches	0,8	0,2	0,2	0,2	
	Höhengewinn, verlustlos	3,8	8,4	8,4	18,5	m
	Endgeschwindigkeit	80	80	80	80	Km/h
	Strecke (Projektion)	44	32	32	44	m
	Dauer	1,9	1,4	1,4	2	Sek
	Totalenergieverlust	1	0,4	0,4	0,6	m
gesamt	Strecke	465	220	172	125	m
	Dauer	14,4	6,9	5,8	4,8	Sek
	Totalenergieverlust	12,5	7,6	6,7	8,2	m
Gewinn/Verlust nach Rückkehr zu 150 Km/h gegenüber gerader Bahn	Höhe	+4,3	-1,3	-2,6	-8,5	m
	Zeit	-6,5	-3,2	-3,3	-3,6	Sek
Zeitgewinn/verlust bei 1,5 m/sek mittlerem Steigen		-3,5	-4	-5	-9,5	Sek

- Ein steiler Steigflug bringt geringere Verluste als ein flacher.
- Positive Bögen mit hohem Lastvielfachem geflogen bringen keinen Vorteil ~~Gewinn~~ gegenüber flachen Bögen.
- Negative Bögen sollten mit Lastvielfachen um 0,2 geflogen werden.
- Sehr hohe Lastvielfache (3 im Fall 4) führen zu leicht erhöhten Verlusten, ermöglichen jedoch sehr kurze Manöver.

Bei genauem Studium erscheinen Lastvielfache, ~~die~~ mit Auftriebsbeiwerten um 0,8 bis 1, was ungefähr dem besten Gleiten entspricht, optimal. Dies lässt sich durch den starken Anstieg des Gesamtwiderstandes jenseits dieses Wertes qualitativ erklären. Daraus lässt sich eine Faustformel errechnen. Man fliege bei

180 Km/h	n = 3 und	α = 45°
150	2	30°
130	1,5	20°
110	1,2	15°

Bei ~~XXXXXX~~ höherer Flächenbelastung verschieben sich diese Werte etwas nach oben. Bei höherer Geschwindigkeit wähle man auch steilere Steig- bzw. Fallbahnen, etwa die oben in der dritten Spalte angegebenen, man sollte vor Winkeln von 30°, ja 45° keine Angst haben.

Das hier behandelte relativ grobe Modell kann natürlich beliebig verfeinert werden, um zu genauen Aussagen zu kommen. Es dürfte jedoch zweifelhaft sein ob man in der Lage ist, derart genaue und notwendigerweise mit vielen Parametern ausgestattete Modelle in der fliegerischen Praxis anzuwenden. Die Anwendung der oben abgeleiteten Faustformel erfordert schon einiges Training, mit Hilfe eines Beschleunigungsmessers, ~~MMM~~ um die Steig- und Fallbahnen schön rund auszusteuern, und dann mit dem optimalen Lastvielfachen

Quellen- und Literaturhinweise:

Ref.1 Gerhard Waibel, Gedanken über Sinn und Möglichkeiten des Wasserballastes bei Standardklassen-Segelflugzeugen. Aerokurier 6/1973

Ref.2 H.Laurson und H.Zacher, Flugmessungen an 35 Segelflugzeugen, Aerokurier 2-3-4/1977
G.Stich, Flugleistungsvermessung und Flugeigenschaften der Mosquito, Aerokurier 5/1978

Ref.3 Wolfram Gorisch, Delphinstil: Lastvariation statt Fahrtvariation? Eine kritische Betrachtung zur herrschenden Sollfahrttheorie. Aerokurier 5/1978

Nachtrag

Unterschied zwischen Flug mit erhöhter Flächenbelastung und dem beschleunigten Flug was die Polaren betrifft:

a) Beim Flug mit höherer Flächenbelastung ist auch die Gesamtmasse des Flugzeuges höher, d.h. aber auch seine potentielle Energie

b) Beim beschleunigten Flug bleibt die Masse des Flugzeuges konstant und damit seine potentielle Energie

c) Fliegt das gleiche Flugzeug z.B. einmal mit doppelter Flächenbelastung und ~~einmal~~ ein anderes mal mit $n = 2$, dann ist in beiden Fällen die Bahngeschwindigkeit $\sqrt{2}$ mal so groß wie normal, bei gleichem C_A!
In beiden Fällen ist auch C_W gleich groß (C_W ist eine reine Funktion von C_A) nämlich genau wie ursprünglich) der Widerstand ist jedoch 2x so groß bei $\sqrt{2}$ facher Geschwindigkeit, d.h. die Vertikalbeschleunigung ist $2\sqrt{2}$ mal so groß in beiden Fällen!

d) Im ersten Fall kann aber von der doppelten ~~kinetischen~~ Potentiellen Energie gerechnet werden. Die Sinkgeschwindigkeit ist deshalb nur $\sqrt{2}$ mal zugroß

Im zweiten Fall muß aus der 1 fachen potentiellen Energie der Verlust gespeist werden, die Sinkgeschwindigkeit ist $2\sqrt{2}$ mal zu groß d.h. $\sqrt{43}$ mal zu viel.

<u>Schluß</u>

Die beiden Fälle sind nicht kompatibel

17.6.81

FB