



EIDGENÖSSISCHES
FLUGZEUGWERK
EMMEN

WINDKANAL

BERICHT: FP 3902/5

N-20 Gleiter und Gleiterversuche

F+W Form. Nr. 2003 v. B. 6. 49 69579

BERICHT
FP 3902/5

N-20 GLEITER UND GLEITERVERSUCHE

Der Abteilungschef:

Hausmann

Der Bearbeiter:

Kandorf

Abschrift:	Ger	bearbeitet:	Ian	geprüft:	Ha	20.1.50
------------	-----	-------------	-----	----------	----	---------

N-20 Gleiter und Gleiterversuche

FP 3902/5



F+W
11210



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

Inhaltsverzeichnis

	Seite
1. BEZEICHNUNGEN	5
2. MODELLMAESSIGKEIT DES GLEITERS	10
2.1. Grössenverhältnis und Modellgesetze	10
2.2. Gleiterdaten	13
2.3. Geometrische Aehnlichkeit	14
2.4. Lastannahmen	16
3. BESCHREIBUNG DES GLEITERS	17
3.1. Allgemeiner Aufbau	17
3.2. Gewichtliches und Schwerpunktslage	20
3.3. Flugausrüstung	23
3.4. Raketenanlage	25
3.5. Schleppvorrichtung und Hilfsmittel	26
4. MESSEINRICHTUNGEN DES GLEITERS	28
4.1. Registriergeräte	28
4.2. Messgeräte	30
4.3. Einrichtung für die Rudermessungen	32
5. ABLAUF DER KONSTRUKTION UND DER VERSUCHE	33
5.1. Entwicklung und Bau des Gleiters	33
5.2. Programm und Abwicklung der Versuche	34
6. BODENVERSUCHE	37
6.1. Versuche im grossen Windkanal	37
6.2. Rollversuche	40
6.3. Diverse Nebenversuche	43

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft:

Ha

20.1.50

	Seite
7. FLUGVERSUCHE UND DIREKTE ERGEBNISSE	44
7.01 Organisatorisches	44
7.02 Startversuche	44
7.03 Erstflug	47
7.04 Einweisungsflüge u. Funktionsprüfungen	48
7.05 Geschwindigkeitseichung	51
7.06 Untersuchung von Querruder-Vibrationen	54
7.07 Abkippsversuche	56
7.08 Polaren- und Stabilitätsmessungen	60
7.09 Rumpflappenversuche	63
8. SPEZIELLE ERGEBNISSE	65
8.1. Gleitwinkel und Widerstandsbeiwerte	65
8.2. Höhenruderausschlag im stationären Flug	66
8.3. Stabilitätsdaten	68
8.4. Höhenrunderwirkung	70
8.5. Momentenwirkung der Nasenklappen	72
8.6. Momentenwirkung der Rumpflappen	74
8.7. Rudermoment	76
9. AUSSAGEN DES PILOTEN	81
9.1. Flugverhalten	81
9.2. Stabilität	82
9.3. Steuerbarkeit und Wendigkeit	83
9.4. Steuerkräfte	84
9.5. Diverses	87
9.6. Anmerkung betr. Schieberollmoment	88
10. BESONDERE VORKOMMISSE	91
10.1. Zwischenfälle im Flug	91
10.2. Umschulung eines zweiten Gleiterpiloten	91
10.3. Zerstörung des Gleiters	93

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

	Seite
11. SCHLUSSFOLGERUNGEN	98
11.1. Allgemeines zum Typ N-20	98
11.2. Messergebnisse	101
11.3. Zweck und Technik der Gleiterversuche	105

Verzeichnis der Beilagen

	Nr.
Versuchsprogramm 1. Etappe	1 a
Versuchsprogramm 2. Etappe	1 b
Zusammenstellung der durchgeführten Flüge	2
Beispiel eines Registrierstreifens aus dem Achtfachschreiber (Fotokopie, Flug 44)	3
Funkprotokoll Erstflug	4
Flugrapport Erstflug (v.Hr.Läderach)	5
Tagebuchblatt des Chefkontrolleurs (Hr.Favri) betr. Erstflug	6

Diagramme:

Abkippzustände - α , v_0 , $\eta = f(\beta_N)$	7
Geschwindigkeitspolare	8
Gleiterpolare alte Kabine - $c_a = f(\alpha)$	9
Gleiterpolare Hochgeschwindigkeitskabine	10
Gleiterpolare mit Rumpflappen	11
Gleitwinkel & Widerstandsbeiwerte	12
HR-Ausschlag alte Kabine (Einfluss Fahrwerk und SP-Lage)	13
HR-Ausschlag neue Kabine	14
Stabilitätsdaten (f_N , c_{m_0}) & HR-Wirkung	15

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20. 1.50

Verzeichnis der Beilagen

FP 3902/5

Blatt 4a

	Nr.
HR-Ausschlag mit Nasenklappen	16
HR-Ausschlag mit Rumpfkappen	17

Abgedruckt:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

UEBERSICHT:

Das Erscheinen des Flugzeugprojekts N-20 brachte einige Unsicherheiten technischer und psychologischer Natur, verursacht durch die ungewohnte Gestaltung dieses Düsenjägers in Bezug auf Leitwerkusbildung sowie Pfeilung und geringe Streckung des Flügels. Im Bestreben, die Ergebnisse der theoretischen Untersuchungen und der Windkanalexperimente zu prüfen und durch flugtechnische Erfahrungen zu erweitern, fiel (am 11.3.47) anlässlich einer Besprechung zwischen Herr Prof. Ackeret und dem Leiter der Windkanalabteilung beim F+W der Vorschlag zur Herstellung eines flugfähigen, motorlosen Grossmodells (siehe Windkanalbericht FP 3902/2). Nach Bewilligung durch die K.T.A. wurde dieser "Gleiter N-20" in Entwicklung genommen. Die Hauptetappen seiner Laufbahn sind folgende:

Entwurf und Bau der Zelle	April 47 - Jan. 48
Versuche im grossen Windkanal	Januar 1948
Fertigmontage, Ausrüstung u. Kontrollen	Jan. - Febr. 1948
Rollversuche und Starttraining	März - April 1948
Erstflug	17. April 1948
Flugversuch Hr. Läderach (64 Flüge)	April 48 - April 49
Umschulung Hr. Mathez (5 Flüge)	Juni 1949
Unfall und Zerstörung (69 Flug)	1. Juli 1949

Der vorliegende Bericht schildert zusammenfassend den Aufbau des Gleiters, die Versuchseinrichtungen, Versuchsprogramme und deren Ergebnisse, sowie Beobachtungen und Eindrücke des Gleiterpiloten; abschliessend sind die wichtigsten Erfahrungen aus den gesamten Versuchen festgehalten und die Lehren aus dem Unfallvorgang gezogen.

Ein zusätzlicher Bericht FP 3902/5a behandelt den Detailaufbau des Gleiters und die gemachten Erfahrungen vom Standpunkt des Konstrukteurs aus.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20. 1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche

FP - 3902/5

Blatt 6



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50



Gleiter N-20 mit Ausrüstung für II. Etappe.

(kompl. Fahrwerkverschalung und Versuchsausrüstung)

hinten: Schleppflugzeug C-3604

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20. 1.50

Bezeichnungen

FP 3902/5

Blatt 9

1. BEZEICHNUNGEN

AK	Ausgleichklappe
LK	Landeklappe
NK	Nasenklappe
RK	Rumpfklappe
TK	Trimmklappe
HR	Höhenruder
QR	Querruder
SR	Seitenruder
M_R	Rudermoment
N	Neutralpunkt
$\left. \begin{array}{l} c_a \\ c_w \\ c_m \end{array} \right\} c_r$	Beiwerte für gesamtes Flugzeug (bzgl. $F = 19,1 \text{ m}^2$; $t = 3,0 \text{ m}$)
$c_a \quad c_m = 0$	Auftriebsbeiwert bei $\eta \quad c_m = 0$
$\Delta c_a \quad \eta$	Auftriebsanteil aus HR-Ausschlag
c_{m0}	Längsmomentenbeiwert bzgl. N.
v_0	Fluggeschwindigkeit (korrigiert) bezogen auf $H = 0$
v_A	Angezeigte Fluggeschwindigkeit
α	Geometr. Anstellwinkel des Flugzeugs (Rumpflängsachse gegen Flugbahn)
β_K	Ausschlag Lande- & Trimmklappen (gekuppelt)

Abschnitt:

Ger

bearbeitet:

Lan

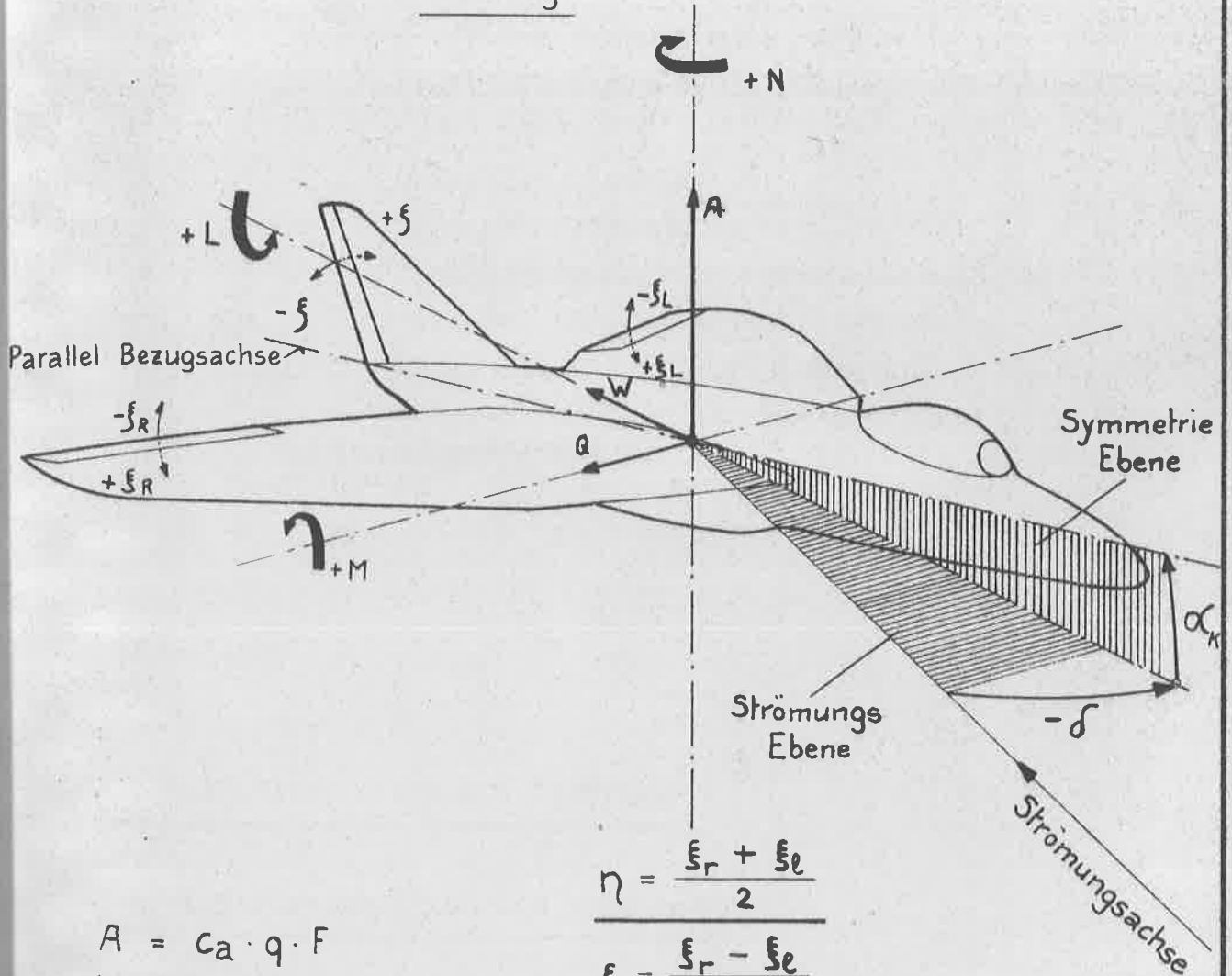
geprüft:

Ha

20. 1.50

Bezeichnungen u. Definitionen.

Messung



$$\eta = \frac{\xi_r + \xi_l}{2}$$

$$\xi = \frac{\xi_r - \xi_l}{2}$$

- $A = c_a \cdot q \cdot F$
- $W = c_{we} \cdot q \cdot F$
- $M = c_{me} \cdot t \cdot q \cdot F$
- $L = c_{le} \cdot b \cdot q \cdot F$
- $N = c_{ne} \cdot b \cdot q \cdot F$
- $Q = c_{qe} \cdot q \cdot F$

Bezugssystem : Experimentelles Achsensystem

beschrift:

12.6.47 *Mail.*

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

20.1.50

β_N	Ausschlag Nasenklappe
μ	Winkel Rumpfachse gegen Horizont
σ	Schiebewinkel
ε	Gleitwinkel
ξ_N	$= \frac{X_N}{t} =$ Neutralpunkt bzgl. Profil-Vorderkante in Flz.-Symmetrieebene
ξ	Querruderausschlag
ζ	Seitenruderausschlag
ζ	Höhenruderausschlag (aufwärts = negativ)
$\zeta_{cm} = 0$	dito bei Längsmomentengleichgewicht
ζ_{AK}	Ausschlag Ruder-Ausgleichklappe
ζ_{AK_0}	"Vorverstellung" HR-Ausgleichklappe (η_{AK} bei $\eta = 0$)

2. MODELLMAESSIGKEIT DES GLEITERS

2.1. Grössenverhältnis und Modellgesetze

Der Grössenmasstab zwischen Gleiter und Grossausführung war diktiert durch zwei Hauptforderungen, nämlich:

- mögliche Beschränkung der Grösse mit Rücksicht auf das zu schleppende Gewicht, wegen Sicherheit und Leistungsfähigkeit bei vorhandener, begrenzter Flugplatzgrösse und Schleppflugzeugleistung;
- möglichst geringe Abänderung des Rumpfes bei annehmbarer Kabinengrösse (Erfahrungen aus Modell- und Grossversuchen an Nur-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20. 1.50

flügelflugzeugen zeigen, dass der Rumpf einen grossen Einfluss auf Stabilität und Steuerbarkeit ausübt).

Als günstiger Kompromiss wurde das lineare Grössenverhältnis

$$\underline{m = 0,60}$$

gewählt; die baulichen Folgen sind unter Zf. 2.3 dargelegt.

Ueber die Forderung der geometrischen Aehnlichkeit hinaus müssen beim freifliegenden Modell auch gewisse Bedingungen bezüglich Flächenbelastung und Massenträgheit erfüllt sein, um ähnliche Bahnkurven und damit dynamische Aehnlichkeit der Strömungsverhältnisse und Flugbewegungen zu erzielen. Theoretische Ableitungen dieser Beziehungen liegen im NACA Report Nr. 557 und im K+W Bericht Nr. 1-50-1 vor. Als Verhältnisgrössen bestimmend sind

$$\text{der Modellmasstab } m = b_M : b_F$$

und

$$\text{das Luftdichteverhältnis der sich entsprechenden Flughöhen } \varphi = \rho_M : \rho_F$$

(Index M für Modell, F für Flugzeug)

Die Forderung der geometrischen Aehnlichkeit von Kurven- und Trudelradien $R_M = m \cdot R_F$ ist erfüllt, wenn:

$$\text{Fluggewicht } G_M = m^3 \cdot \varphi \cdot G_F$$

$$\text{Flächenbelastung } (G/F)_M = m \cdot \varphi \cdot (G/F)_F$$

$$\text{Massenträgheitsmoment } J_M = m^5 \cdot \varphi \cdot J_F$$

$$\text{bzw. Trägheitsradien } i_M = m \cdot i_F$$

Für ein derart ähnliches Modell ergeben sich die folgenden me-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 2.1.)

FP - 3902/5

Blatt 12

mechanischen Beziehungen:

Verhältnis der	Allgemein	am Gleiter
- Bahngeschwindigkeiten	$v_M/v_F = \sqrt{m}$	= 0,775
- Drehgeschwindigkeiten	$\omega_M/\omega_F = 1/\sqrt{m}$	= 1,29
- Reynoldszahlen	$Re_M/Re_F = m^{3/2}/\varphi$	= $\frac{0,465}{\varphi}$

Der Gleiter muss nach obigen Bedingungen im Vergleich zu den Daten des Projekts N-20 folgende Gewichte aufweisen:

Fluggewicht N-20	Erforderl. Fluggewicht Gleiter			
	$\varphi = 1$	$\varphi = 5/6 \sim 0,83$		
Maximal G = 8700 kg (G/F = 164 kg/m ²)	1880 (98,5)	1567 kg (79 kg/m ²)		
Landung (50% Kraftstoff) G ~ 7800 kg	1684	1403 kg		
Minimal (ohne Munition) (& Kraftstoff) G ~ 6200 kg	1340	1120 kg		
Entsprechende Flughöhen (über Meer, nach CINA)	$H_M = H_F$	$H_M = 2,3$	5,0	7,5 km
		$H_F = 0,5$	3,3	5,9 km

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 2.2.)

FP - 3902/5

Blatt 13

2.2. Gleiterdaten

Der gewählte Modellmasstab legte die Abmessungen des Gleiters folgendermassen fest:

N-20	Gleiter	Grossausführung
Grössenverhältnis	60	: 100
Spannweite	7,56 m	12,60 m
Länge	7,53 m	12,56 m
Bezugsflügelteufe	3,00 m	5,00 m
Spurweite	4,14 m	6,86 m
Flügelfläche	19,1 m ²	53,0 m ²

Gewichte: Das Rüstgewicht (ohne Rumpflappen, ohne zusätzliche Ausrüstung und Rakete) stellte sich auf 1165 kg, nach Umbau für Hochgeschwindigkeitsversuche auf 1240 kg. Details über die Einzelgewichte sind unter Abschnitt 3.2. enthalten.

Effektiv wurden die Gleiterversuche mit Fluggewichten.

$$G = 1409 - 1580 \text{ kg } (G/F = 74 - 83 \text{ kg/m}^2)$$

durchgeführt, d.h. innerhalb der in Tabelle Blatt 12 angegebenen Vergleichszustände.

Die Reynolds-Zahl dieser Versuche betrug somit für die korrespondierenden Flugfälle

$$Re_M = \frac{0,465}{\varphi} Re_F \approx (0,47 + 0,56) Re_F,$$

also rund 1/2 der Re-Zahl der Grossausführung, so dass die Masstabs-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

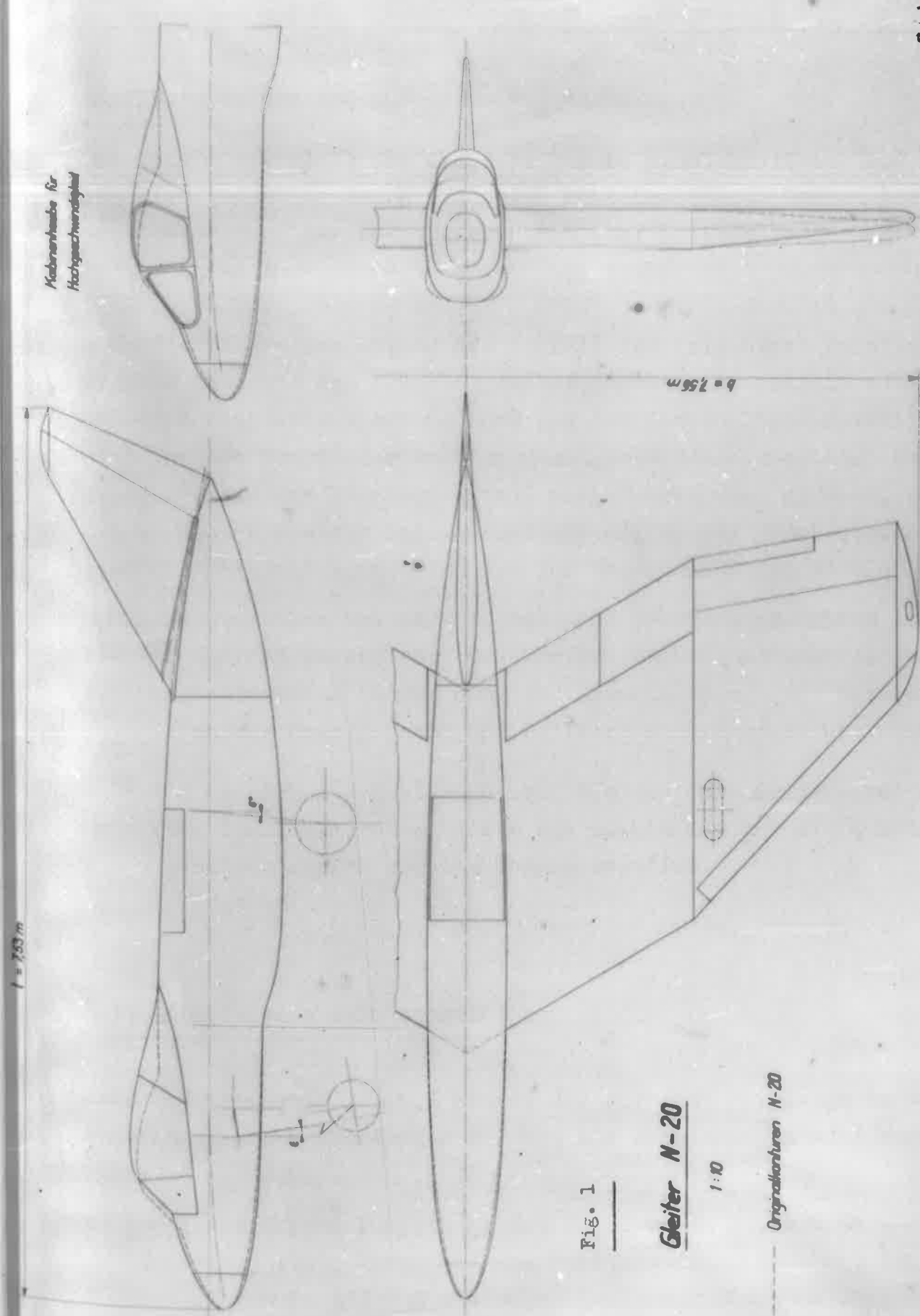
Lan

geprüft:

Ha

20.1.50

F. W.
12764



Modernerbau für
Hochgeschwindigkeit

Fig. 1

Gleiter N-20

1:10

--- Originalkonstruktion N-20

einflüsse weitgehend ausgeschaltet waren.

Die Trägheitsmomente des Gleiters wurden nicht ermittelt und lassen sich gegenüber den gleichfalls noch unsicheren Werten der Grossausführung nur abschätzen durch qualitativen Vergleich der Trägheitsradien:

- Um die Längsachse stehen dem Wegfall des Triebwerks relativ erhöhte Gewichte des Flügels (insbesondere im Aussenteil mit weit überdimensionierter Sperrholzhaut und mit überzähligen Nasenklappen) und der Hauptruder samt ungünstigerem Massenausgleich gegenüber, während der Fahrwerksanteil ausgefahren wohl grösser, eingefahren jedoch kleiner ist. Gesamthaft dürfte der Trägheitsradius massstäblich nicht wesentlich von der Grossausführung abweichen.
- Um die Querachse hat der Gleiter ohne Rakete einen etwas zu kleinen und mit Rakete samt zugehörigem Bugballast eher zu grossen Trägheitsradius (Bewaffnung und Abwurfkabine sowie Treibstoffanlage fehlen; Bugradsystem und Leitwerk sind dagegen überschwer).
- Um die Hochachse ergibt sich beim Gleiter (als Summe aller oben genannten Einflüsse) ohne Rakete ein zu kleiner und mit Rakete ein mindestens gleich grosser Trägheitsradius.

2.3. Geometrische Aehnlichkeit

Beim Modellmasstab $m = 0,6$ konnte die Form des Flugzeugs im wesentlichen exakt übertragen werden; als Abweichungen sind zu erwähnen:

- a) Rumpf. Geringere Zuspitzung des Buges wegen Sitzbreite und Steuerung; trotz Anwendung von Pedalsteuerung nach Art der Segelflugzeuge blieben die modellähnlichen Raumverhältnisse besonders für die relativ weiter vordringenden Füsse ungenü-

Geriff:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 2.3.)

FP - 3902/5

Blatt 15

gend. Grösste Verbreiterung 2 x 25 mm (Aussenmass); maximale Rumpfbreite jedoch unverändert. Höhenkontur im Bereich der Kabine ebenfalls erweitert, max. 65 mm über Sollhöhe hinausgehend. - Die exakte Kontur ist in der Uebersichtszeichnung Blatt 13a angedeutet.

Die seitlichen Wülste der Waffenwanne wurden zur Vereinfachung der Holzkonstruktion weggelassen.

- b) Tragwerk. Am Flügelmittelstück wurden die Wülste und Oeffnungen für das Triebwerk weggelassen und ein Vollprofil von 11% Dicke verwendet; zusätzlich erhielt dieser Teil Wölbungsklappen als Landehilfe und als Trimmorgan. Aussenflügel mit leichter V-Form (Oberkante des ganzen Flügels geradelinig) im Gegensatz zur späteren Lösung des Prototyps mit durchgehend ebener Profilmitte.
- c) Fahrwerk. Standfläche masstäblich (Spurweite und Längsbasis). Höhe etwas überdimensioniert, so dass der Gleiter um 2 - 3% der Spurweite zu hoch stand bei normaler Einfederung. Desgleichen führte die Verwendung vorhandener Teile zu vergrösserten Raddurchmessern und Verzicht auf Zwillingräder.
- d) Oberfläche. Es wurde grösstmögliche Oberflächenglätte angestrebt (1 Stofflage mit Lackverbund + 19 Lackschichten + 2 Schichten Spritzspachtel; siehe Bericht Konstruktion), die einem mit normalen Mitteln am Metallflugzeug erreichbaren "Finish" mindestens ebenbürtig war; darüber hinaus ergab die steife Sperrholzwandung sowie das Fehlen von Nietungen eine ausnehmend geringe Welligkeit. Hingegen gab am Flügelaussenteil die Nasenklappe eine Störung in Richtung auf verfrühten Grenzschnittumschlag.

schritt:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

20.1.50

2.4. Lastannahmen

Den Berechnungen über Festigkeit und Steifigkeit des Gleiters wurden die englischen Bauvorschriften zugrunde gelegt, und zwar unter Annahme eines Gesamtgewichts von 1880 kg für die Flugfälle und von 1600 kg für die Landefälle. Die aus praktischen Gründen (Fahrwerk- auswahl) wünschbare Einschränkung im Landegewicht berücksichtigte, dass für die Gleiterversuche nur günstige Wetter- und Terrainverhältnisse in Frage kamen und dass mit modellmässigem Maximalgewicht für identische Vergleichshöhen ($\varphi = 1,0$; vgl. Abschnitt 2.1) höchstens vereinzelte Versuche in späteren Stadien, d.h. mit voller Beherrschung der Landetechnik seitens des Piloten, in Frage kamen.

Die Lastfälle konnten teilweise aus den für das Originalflugzeug ausgearbeiteten Unterlagen umgerechnet werden, wobei die veränderte Massenverteilung beim Tragwerk berücksichtigt wurde. Ein wesentlicher Unterschied entstand bei den Hochgeschwindigkeitsfällen, wo mit Rücksicht auf die abzutastenden Kompressibilitätseinflüsse eine modellähnliche Reduktion der Geschwindigkeiten nicht statt- haft, sondern effektiv der Bereich hoher Mach-Zahlen vorzusehen war. Gemäss den Leistungsrechnungen für Stechflugversuche mit Ra- ketenhilfe wurde als Optimalwert $M = 0,85$ angesetzt, mit entspre- chender Erweiterung des Beschleunigungsdiagramms für die Fälle B-C-E (Fig.2). Dieser Bereich wurde besonders für die Lastannah- men der Ruder, Ausgleichklappen und Trimmklappen massgebend.

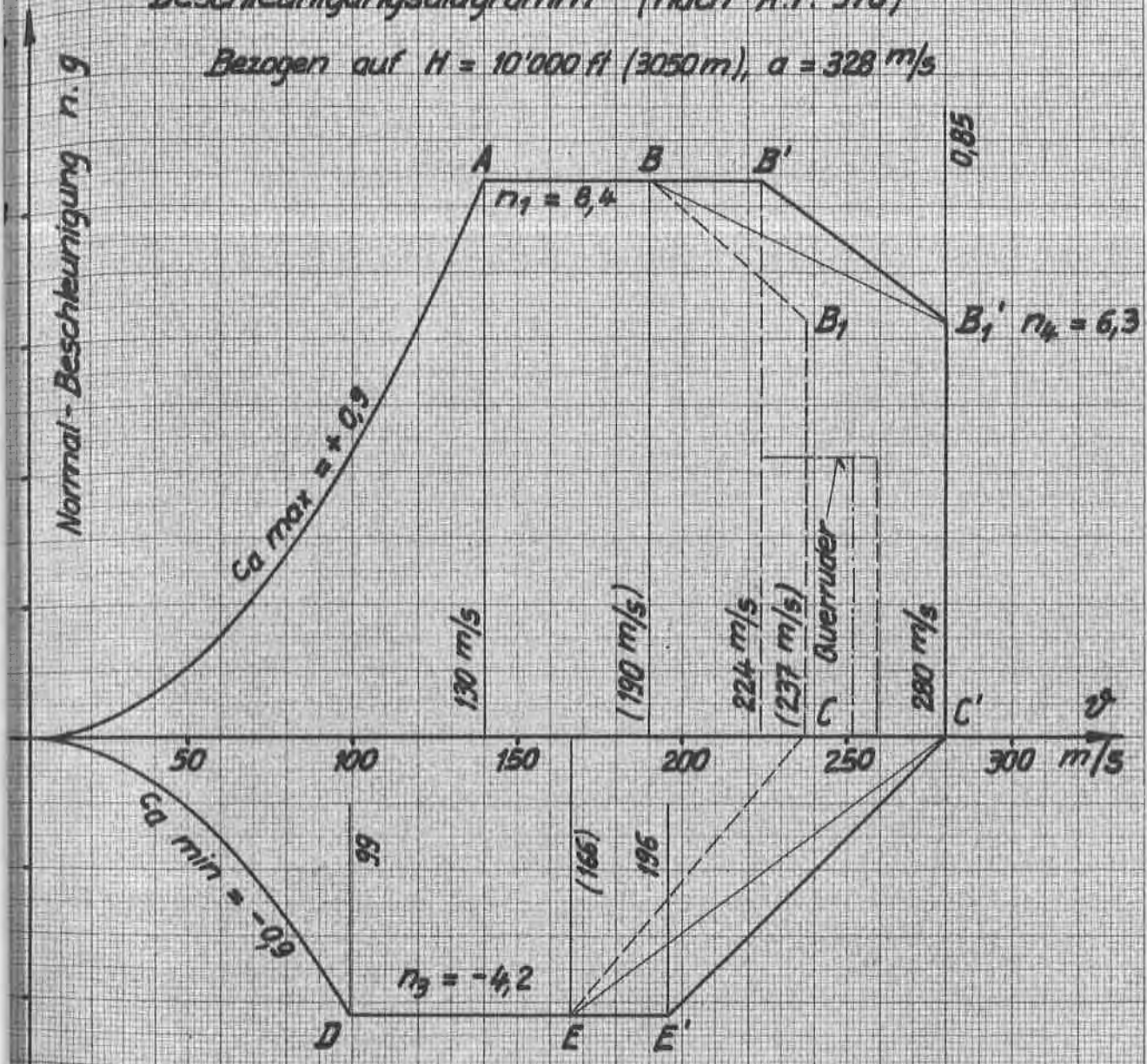
In Fällen, wo die bestehenden Vorschriften nicht vollständig wa- ren (wie in Bezug auf Pfeilung, Ruderkombination und Kompressibi- litätseinflüsse) musste auf Grund von Schätzungen gerechnet und mit genügender Reserve dimensioniert werden.

geprüft:	bearbeitet:	geprüft:	Ha	20.1.50
Ger	Lan			

Fig. 2 Lastannahmen Modellgleiter

Beschleunigungsdiagramm (nach A.P. 970)

Bezogen auf $H = 10'000 \text{ ft (3050 m)}$, $a = 328 \text{ m/s}$



Für Flugfälle A-E:

$G_{max} = 1880 \text{ kg}$

$G/F = 98 \text{ kg/m}^2$

$n_1 = 8,4$

$\omega = 90 \cdot 1,29 = 116 \text{ } \%/s$ (nach Pflichtenheft)

$\omega_{eff} = 1,3 \cdot 116 = 150 \text{ } \%/s$

Für Landefälle:

$G_{max,L} = 1600 \text{ kg}$

$G/F = 83,5 \text{ kg/m}^2$

12.49 Jan

3. BESCHREIBUNG DES GLEITERS3.1. Allgemeiner Aufbau (Details im Zusatzbericht über Konstruktion).

Zelle vollständig in Holzbauweise, samt Rudern mit Sperrholzbeplankung und Stoffüberzug versehen.

Tragwerk: Zwei Holme mit lamellierten Sprucegurten, mit der Pfeilwölbung den Rumpf durchstossend und fest mit diesem zusammengebaut. Nasenklappe (am Flügelaussenteil) wie Flügel aus Holz.

Rumpf: Holzschale mit Längsholmen und Spanten; starker Längskiel für Bauchlandung. Hinten, im Bereich der Rakete, Leichtmetallkonus. Raum für einen zweiten Sitz oder für Versuchsgerät zwischen den Flügelholmen.

Leitwerk: Alle Ruder mit Ausgleichklappen, deren Untersetzung durch Einstellung am Boden veränderlich war. Ruder und Ausgleichklappen vollständig massenausgeglichen; Bleimasse beim Seitenruder zum Teil, bei den Hauptrudern gänzlich auf die Ruder- bzw. Klappennase verteilt und dementsprechend von beträchtlichem Gewicht (total ca. 85 kg), dies umso mehr, als der Ausschlagbereich beim Hauptruder (als Höhen- und Querruder) für diese Erstversuche übermässig gross gewählt und der Ausgleich trotzdem innerhalb der Profilkontur gehalten wurde.

Die maximalen Ruderausschläge betragen:

$$\text{Hauptrunder als Höhenrunder} \quad + 14^{\circ} \geq \eta \geq - 23^{\circ}$$

$$\text{als Querruder} \quad + 20^{\circ} \geq \xi \geq - 20^{\circ}$$

$$\text{total} \quad + 34^{\circ} \geq (\eta + \xi) \geq - 43^{\circ}$$

Seitenrunder

$$\xi_{\max} = \pm 25^{\circ}$$

Schrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft

Ha

20.1.50

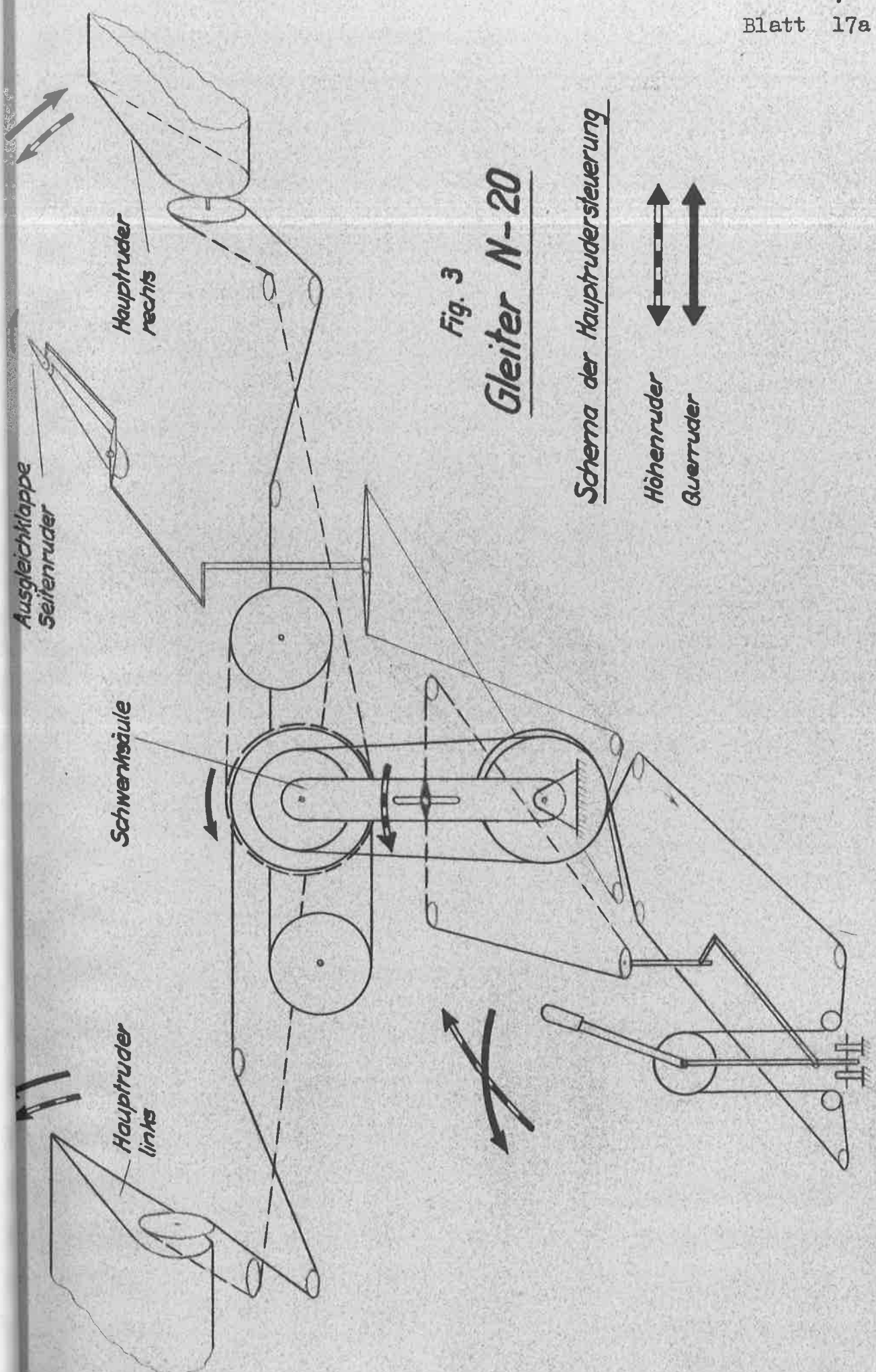


Fig. 3
Gleiter N-20

Schema der Hauptruedersteuerung



Die Kinematik der Ausgleichklappen zeigte weitgehend lineare Uebersetzung im Verhältnis

- Hauptruder: $\beta_K \sim 0,84 (\eta + \xi)$, anfänglich $1,06 (\eta + \xi)$
- Seitenruder: $\beta_K \sim 0,84 \xi$ (anfänglich $1,14 \xi$)

Steuerung: Schematische Darstellung siehe Fig. 3. Das Zentralstück der Anlage besteht im "Schwenkhebel" für die Kombination von Höhen- und Querruderbetätigungen; er wurde gewählt, um an leicht zugänglicher Stelle (nötigenfalls im Flug durch den Beobachter) rasch und einfach die gegenseitige Abstimmung der Uebersetzungsverhältnisse beider Ruderantriebe zu ermöglichen.

Für die Uebertragung waren durchwegs Drahtseile vorgesehen, die zwecks Erhöhung der Steifigkeit später in den geradelinigen Strecken durch leichte Stahlrohre ersetzt wurden. Der Nachteil erhöhter Reibung im Vergleich zur reinen Stangensteuerung wurde in Kauf genommen gegenüber folgenden vom Seil- und Rollensystem gebotenen Vorteilen:

- Erzielung von linearen Uebersetzungsverhältnissen, die eine Anpassung und Abstimmung der Ruderbewegungen an die Versuchserfahrungen erleichtern.
- Zeitersparnis von Entwurf und Einbau.
- Raumersparnis bei Umlenkungen und Durchführungen.

Das Schema zeigt auch die Anordnung des Querruder-Giermomentenausgleichs, bestehend aus einer Kupplung zwischen Querruder-System und Seitenruder-Ausgleichklappe. Sie bewirkt, dass mit jedem Ausschlag des Querruders ein gegensinniger Ausschlag der Seitenruder-Ausgleichklappe erfolgt, der im Flug bei losgelassenem Seitenruder-Pedal ein gleichsinniges Verstellen des Seitenruders zur Folge hat (z.B. bei Querruder-Ausschlag nach rechts eine Seitenruder-Be-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 3.1.)

FP - 3902/5

Blatt 19

wegung nach rechts). Das Uebersetzungsverhältnis dieser Kupplung war in weiten Grenzen regulierbar; die bei den Versuchen verwendete Uebersetzung zeigt Fig. 4. Sie war so berechnet, dass die Querruder-Giermomente (die auch vom Anstellwinkel abhängen) bei mittlerer Anstellung des Gleiters kompensiert waren, nämlich bei $6 - 10^\circ$ entsprechend dem Auftriebsbeiwert $ca. \sim 0,4$ und $v_{H=0} \sim 200 \text{ km/h}$.

N.B: Das Auftreten von widersinnig gerichteten Giermomenten infolge Ausschlag des Querruders ist eine bekannte Erscheinung, die an bisherigen Flugzeugen teils durch Frise-Ruder, teils durch Differenzierung im Antrieb der beiden Querruder korrigiert wurde. Für den Typ N-20 drängt sich eine andersartige Lösung auf,

1. weil ein Schieben beim Pfeilflügel weit stärker störende Rollmomente erzeugt, die (besonders beim Einleiten einer Kurve) das saubere Fliegen beeinträchtigen können, und
2. weil die Querruder-Giermomente bei kleiner Flügelstreckung in verstärktem Masse auftreten.

Die üblichen Gegenmassnahmen sind nicht anwendbar, da einerseits Frise-Ruder bei hohen Geschwindigkeiten allgemein ungünstig sind und da andererseits differenzierter Querruder-Ausschlag beim kombinierten Höhen- und Querruder einen ungewollten Höhenruder-Ausschlag enthalten würde.

Fahrwerk. Elektromechanisch einziehbar. Haupträder schwenken hierbei nicht wie beim Originalflugzeug nach hinten, sondern einwärts und gleichzeitig schräg nach vorn in die Flügelnase. Alle Räder verschwinden ganz (ohne Ausbuchtungen) und werden im eingefahrenen Zustand vollständig verkleidet. Bugrad samt Federbein von verunfalltem "Vampire", Haupträder vom Typ Me-108 "Taifun", Hauptfederbeine vom Me - 109, mit passend abgeänderter Dämpfungscharakteristik.

Beschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

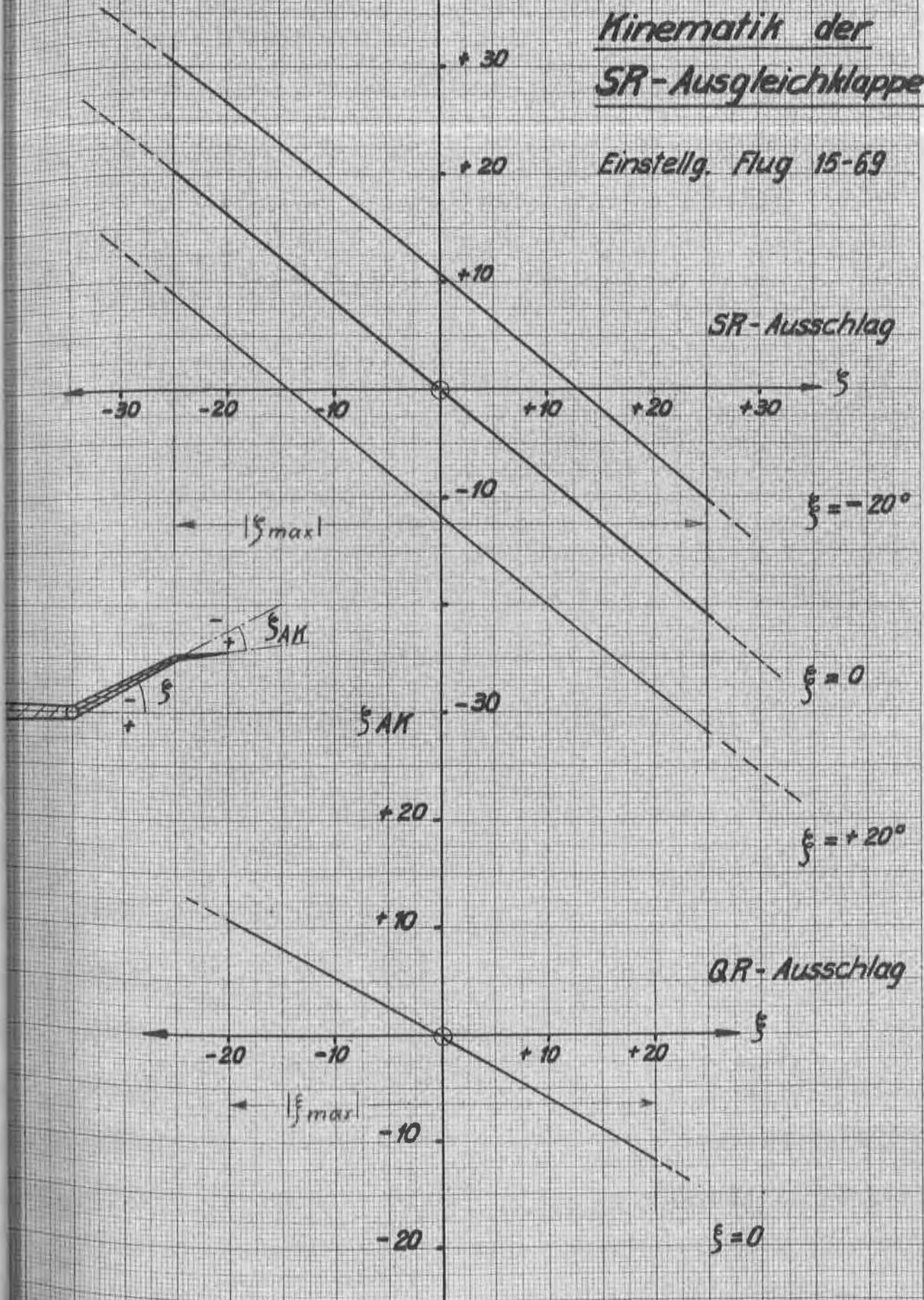
20.1.50

ξ_{AK}

Fig. 4 -

Kinematik der SR-Ausgleichklappe

Einstellg. Flug 15-69



Lande- und Trimmklappen (lediglich beim Gleiter als Hilfe bei Schleppstart und Vertrimmung). Wölbungsklappen am Flügelmittelfstück, mit Drehachse in Profilmittenebene bei 80% Profiltiefe, unterteilt in eine innere und eine äussere Hälfte. Beide Hälften gemeinsam dienen zur Auftriebserhöhung, die äussere zusätzlich als Trimmorgan zur Beherrschung unerwünschter Längsmomente. Die Unterteilung bezweckte vor allem eine Verminderung der zum Trimmen nötigen Handkraft.

Die Betätigung mittels Handrädern war für die innere Klappenhälfte nach Art einer Landeklappen (Ziehen = Ausschlag abwärts), für die äussere nach Art der üblichen Höhenflossenverstellung (Ziehen = Hecklastigkeit, d.h. Ausschlag aufwärts) eingerichtet, was eine gegensinnige Klappenbewegung bei gemeinsamer Drehung der beiden nebeneinanderstehenden Handräder bewirkte. Auf Wunsch des Piloten wurde später die Unterteilung aufgehoben.

Rumpfkappen (zur Untersuchung der am Originalflugzeug vorhandenen Landehilfe). Aus Holz angefertigt, in Form und Grösse richtig, jedoch nicht klappbar angelenkt, sondern in aufgeklapptem Zustand fest montiert und abnehmbar. Abstützung mittels Stahlstrebe.

3.2. Gewichtliches und Schwerpunktslage.

Um das modellgesetzlich geforderte Fluggewicht zu erzielen, sah der Vorentwurf die Mitführung von Wasserballast vor (zwei Behälter mit Verbindungsleitung und Pumpe sowie Schnellablass), womit gleichzeitig eine gewisse Schwerpunktsverlagerung im Flug ermöglicht werden sollte. Praktisch wurde auf diese Lösung verzichtet, um das disponible Gewicht einestells für erhöhte Festigkeit und Betriebssicherheit in Form von Baugewicht und andererseits für verbesserte Ausstattung (Fahrwerk, Trimmklappen, etc.) auszunutzen

beschrift:

bearbeitet:

geprüft:

Ger

Len

Ha

20.1.50

zu können. Das ursprünglich geschätzte Nettogewicht von 700 kg erhöhte sich denn auch auf ca. 1200 kg; das Mehrgewicht verteilte sich in der Hauptsache auf folgende Stellen:

Fahrwerk samt Einziehmechanismus und Verschalungen (in den Vorstudien war kein Fahrwerk, sondern wie bei Segelflugzeugen Kufenlandung und Start mit Hilfskarren vorgesehen).

Landeklappen. Statt der Schwerpunkt-Beeinflussung wurde für die Längstrimmung als zuverlässiger und betriebsicherer die Landeklappen gewählt, die samt dem Betätigungsmechanismus mit Rücksicht auf Verwendung bei Hochgeschwindigkeit sehr robust gebaut wurde.

Reserve für die Festigkeit und Steifigkeit sowie Hilfsorgan der Steuerung (u.a. wegen Fehlens der beim Original-Flugzeug vorhandenen Servosteuerung).

Als Beispiel für die Auswirkung der letztgenannten Faktoren sei der Luftkraftausgleich am Hauptruder erwähnt: Um dem "Hartwerden" der Ruder im Hochgeschwindigkeitsflug begegnen zu können, wurden an den Hauptrudern reichlich gross dimensionierte Ausgleichklappen angebracht. Das hierdurch bedingte Mehrgewicht betrug:

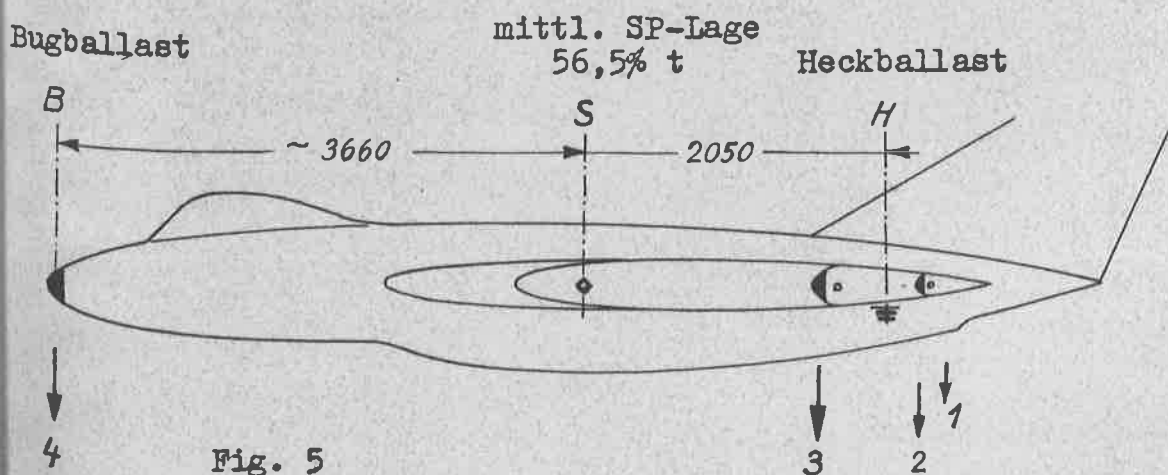


Fig. 5

Schrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 3.2.)

FP - 3902/5

Blatt 22

1 Gewicht einer Ausgleichklappe am HR. ~ 1,5 kg Mehrgewicht gegenüber durchgehendem Ruder	~ 0,7 kg
2 Gewicht Ausgleichmasse längs Klappen-Vorderkante	2,9 "
3 Mehrgewicht " " Ruder-Vorderkante	18,8 "
4 Mehrgewicht für Ballast im Bug (f. normale SP.-Lage)	<u>13,0 "</u>
 Totales Mehrgewicht wegen Ausgleichklappe <u>eines</u> Haupt- ruders (bei mittlerer Schwerpunktslage)	 35,4 kg

Allein die Ausgleichklappen beider Hauptruder erhöhten somit das Fluggewicht um rund 70 kg.

Das jeweilige Fluggewicht des Gleiters - das sich im Lauf der Versuche durch Komplettierung der An- und Einbauten sowie Reparaturen ständig erhöhte - ist im Verzeichnis der Flüge (Beilage 2) angegeben.

Es verteilte sich wie folgt:

	Etappe I & II	Etappe III (nach Umbau)
Leergewicht mit Bordgeräten	1170 - 1216	1230 kg
Funk und Zubehör 14	} 108	108 "
2 Akkus und Einbau 46		
Messeinrichtungen (samt Umformern & Einbau) 48		
Pilot und Ausrüstung	96	96 "
 Fluggewicht	 1374 - 1420	 1434 kg
Schwerpunktslage ohne Ballast	57,5 - 56,3% t	55,9% t
Sollwert der mittl. SP.-Lage		56,5%

Schrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 3.2.)

FP - 3902/5

Blatt 23

Trimmballast: Zur Schwerpunktsverlegung konnten unter der Bughaube Blei- und Holzplatten bis zum Gesamtgewicht von 120 kg aufgesteckt werden. Schwerpunktsrücklage wurde erzielt, indem im Heck statt der Rakete eine Traverse mit Ballast montiert wurde. Vergl. Fig.5.

Der Raketeneinbau bedingte:

	Voll	Ausgebrannt
Rakete (+ Zünder + Halterg.)	92	56 kg
Trimmballast im Bug (für Soll-Schwerpunkt)	48	29 "
Total	140	85 kg
S.P. mit 48 kg im Bug	56,5%	55,1%

Rumpfkappen: Zusatzgewicht durch

Einbau der Klappen	13 kg
Trimmballast für Sollscherpunkt entweder im Bug	-6 "
oder im Heck (ohne Rakete)	+10 "

Total je nach Ladezustand

8 + 23 kg

3.3. Flugausrüstung

Die normale Ausrüstung des Gleiters umfasst:

- a) Uebliche Flugüberwachungsgeräte des Piloten (Fahrtmesser, Höhenmesser, Beschleunigungsmesser, Wendezeiger mit Libelle, Längsneigungsmesser, Variometer oder Anstellwinkelmesser, Bord-

Ger	bearbeitet:	geprüft	Ha	
	Lan			20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 3.3.)

FP - 3902/5

Blatt 24

uhr).

- b) Sauerstoffgerät System Träger; später Umbau auf Huggenberger.
- c) Funkgerät TR 1464 (wie erste Vampire) mit Antenne in der Seitenflosse; Masse gebildet durch den metallischen Konus am Rumpfen-
de und Abbindung aller Metallteile.
- d) Fahrwerkanzeige und Betätigung
- e) Handkurbel zur Betätigung der Nasenklappen
- f) 2 Handräder für Lande- und Trimmklappen
- g) Raketenzündung und -Verstellung (Druckknöpfe) sowie Rückmelde-
lämpchen für Mittel- und Endstellungen.
- h) Verstellkläppchen und Auslasskiemen für Belüftung
- i) Elektrische Frontscheibenheizung (nachträglich eingebaut)
- k) Diverse Schalter für die Registrierapparate
- l) Stromquelle: Im Rumpf 2 normale Flugzeug-Akkus (24 V, 18 Amp.Std)
für Speisung des Fahrwerksmotors, der elektrischen Messgeräte
(Kreiselgeräte, Anstellwinkelmesser, Düsenheizung) und Regis-
trierapparate, der Raketenanlage (Zündung und Verstellung), des
Funkgerätes, des Defrosters und diverser Rückmeldungen.

offt:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

3.4. Raketenanlage

Das Rumpfe des Gleiters wurde für den Einbau einer Startrakete eingerichtet, und zwar für die amerikanische JATO 12 AS-1000 D-5 von

mittl. Schub	450 kg (1000 lb)
Brenndauer	12 sec nach Lagerung bei 15°C
Gewicht	92 kg, nach dem Abbrennen 56 kg

Die Leistung einer derartigen Rakete war somit der Motorleistung eines Propellertriebwerks von 400 PS bei 160 - 180 km/h Flugeschwindigkeit gleichwertig; bei 200 km/h entsprach sie rund dem 2,5-fachen Luftwiderstand des Gleiters mit Fahrwerk aus bzw. dem 3,5-fachen mit Fahrwerk ein (bei $H = 0$).

Einbau: In Mittelstellung verlief die Wirkungslinie der Raketen-schubkraft durch den Gesamtschwerpunkt des Gleiters. Die Längsneigung war veränderlich; durch Betätigung von Druckknöpfen konnte der Pilot die volle Rakete innerhalb $1,5 + 2$ sec um maximal 6° nach unten (Wirkung hecklastig) oder 10° nach oben (Wirkung kopflastig) schwenken, wobei Stillhalten in oder Rücksteuern aus jeder Stellung möglich war.

Zweck der Rakete:

1. Sicherung bei Abkipp- und Trudelversuchen, einerseits durch Beschleunigung des Gleiters in Längsrichtung mit entsprechender Zunahme der aerodynamischen Dämpfung und der Ruderwirkung, andererseits durch Auslenken der Rakete. Diese Verstellung war so bemessen, dass die Raketen-Längsmomente im Normalflug im Fall von Störungen durch Höhenruderschlag kompensiert werden konnten (bei Minimalgeschwindigkeit durch $6 - 9^\circ$ Ruderausschlag; vergl. Fig. 6).
- Nebenbei bewirkte das Abbrennen der Rakete durch den Wegfall von 35 - 40 kg Hecklast eine Verschiebung des Gesamtschwerpunktes um $1,4 + 1,5\%$ t nach vorn (entspr. $3,5 + 4^\circ$ Ruderausschlag bei V_{min})

mit:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

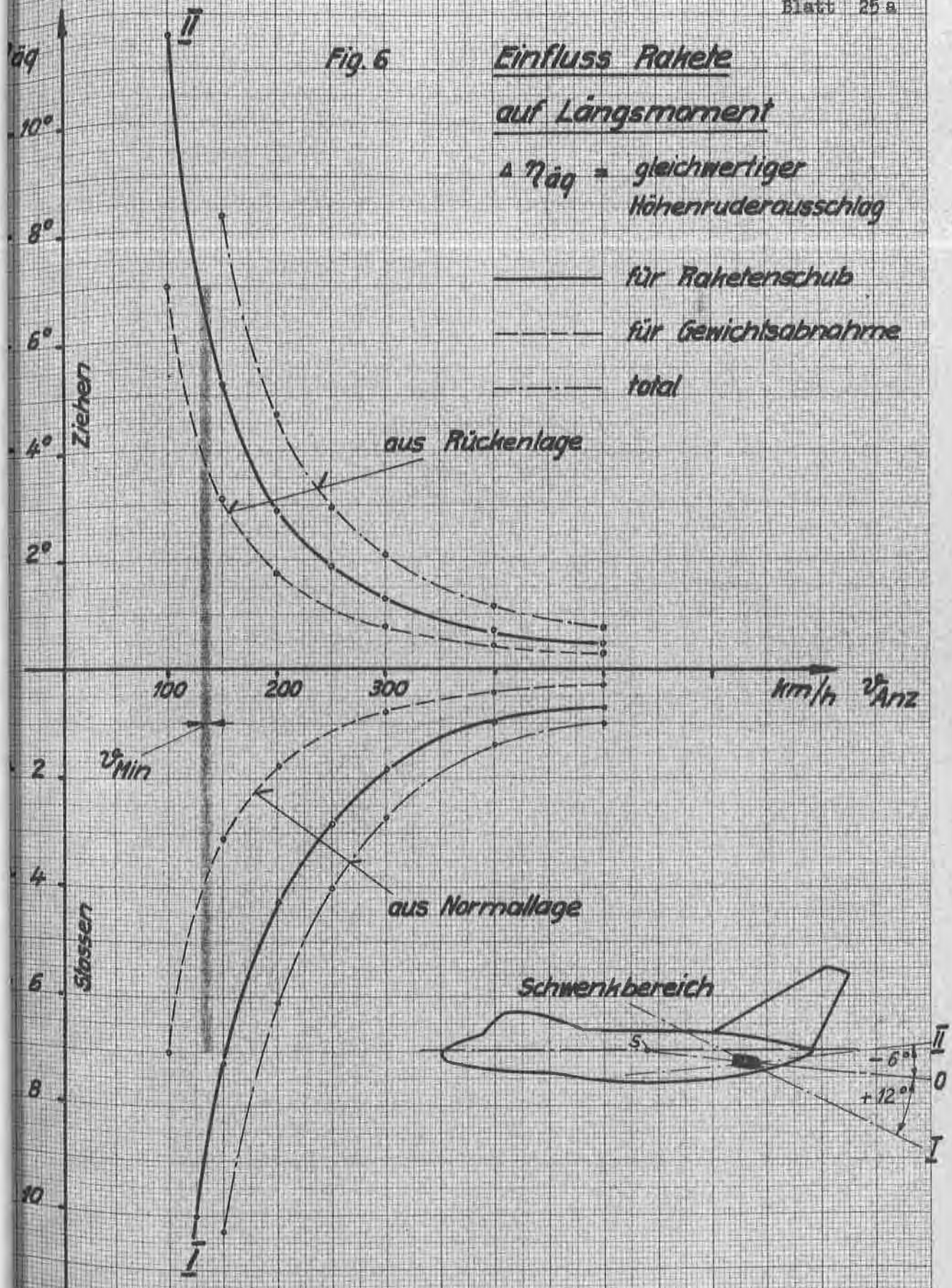
20.1.50

Fig. 6

Einfluss Rakete
auf Längsmoment

$\Delta \eta_{\Delta q}$ = gleichwertiger Höhenruderausschlag

- für Raketenschub
- - - für Gewichtsabnahme
- · - total



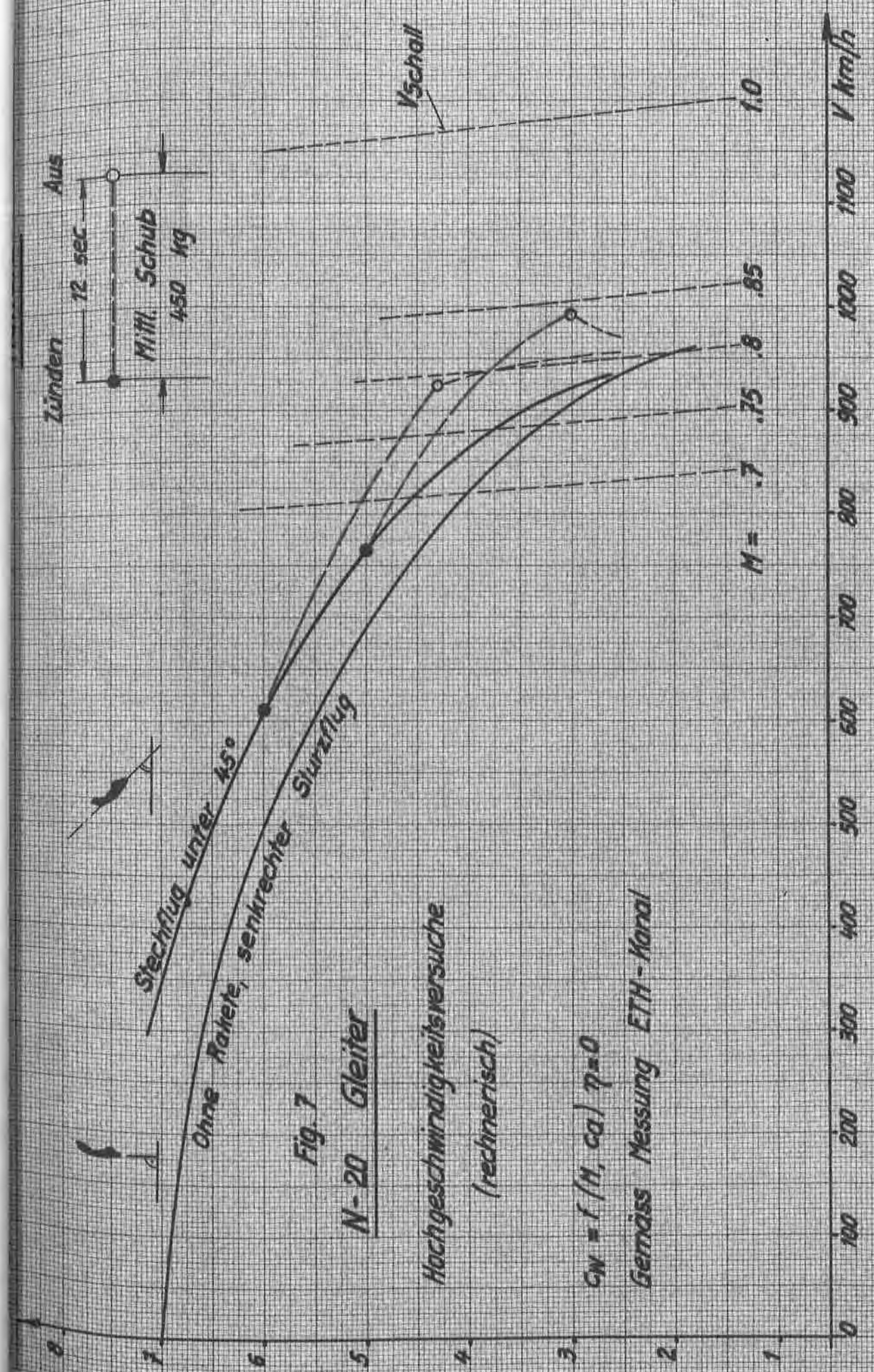


Fig. 7

N-20 Gleiter

Hochgeschwindigkeitsversuche
(rechnerisch)

$C_W = f(M, ca) \eta = 0$

Gemäss Messung ETH-Moral

NB:

Die Rakete ist im vorliegenden Fall als Sicherungsmassnahme den in den englischen Bauvorschriften für Prototypen verlangten "Anti-spin"-Hilfsfallschirmen unbedingt vorzuziehen; die kleine Flügelstreckung beim N-20 lässt im Zustand des Abreisens mächtige Wirbel entstehen, die das Öffnen und richtige Offenbleiben von Fallschirmen am Flügel- oder Rumpfe als sehr unwahrscheinlich erscheinen und die Richtung einer allfälligen Bremswirkung schwer abschätzen lassen.

2. Beschleunigungsmittel bei speziellen Untersuchungen (Hochgeschwindigkeits- und Startversuche). Fig. 7 zeigt die rechnerisch ermittelten Geschwindigkeiten und Mach-Zahlen für den Fall, dass die Rakete im Stechflug von 45° Bahnneigung gezündet wird.

3.5. Schleppvorrichtung und Hilfsmittel

Schleppflugzeug: Typ C-3604 mit Saurer-Motor YS-2 von Nennleistung 1250 PS bei 2500 U/min, bis Volldruckhöhe 5500 m, und Start- bzw. Notleistung 1300 PS bei 2600 U/min.

Flugzeugmuster C-601, mit zusätzlich angebaute Schleppklinke (siehe Foto Blatt 45a). Da Ueberholungsperioden und relativ häufige Störungen am Schleppflugzeug die Gleiterversuche stark behinderten, wurde später ein zweites Muster, C-602, für das Schleppen eingerichtet.

Schleppklinken: durchwegs vom System ESSER (Lizenzbau Farner). Diese Klinken bewährten sich ausgezeichnet.

Um die Anstellfreiheit des Gleiters nicht durch den Seilzug zu beeinträchtigen, wurden 2 Klinken verwendet. Diese waren in nur 60 cm Distanz vor und 10 - 20 cm unter dem Normalschwerpunkt des Gleiters an dessen Flügelunterseite zu beiden Seiten des Rumpfes

Schrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

angebracht. In Verbindung mit dem Seildurchhang wurde dadurch erreicht, dass bei normaler Schleppgeschwindigkeit praktisch keine zusätzlichen Längsmomente auftraten und dass in andern Zuständen durch geringe Variation der Gleiterüberhöhung voller Ausgleich der Seilzugmomente möglich war.

Schleppseil: Länge und Zusammensetzung des Schleppseiles sind in Fig. 8 angedeutet. Die Einschaltung eines 30 - 40 m langen Seilstücks aus Nylon ergab eine ausgezeichnete Dämpfung von Stosslasten beim Start und im Flug. Die relative Festigkeit von Seil und Sollbruchstellen wurde den Erfahrungen der Segelfliegerei angepasst; die hintere Sollbruchstelle war aus Sicherheitsgründen vor der Gabelung des Seiles angeordnet.

Der Gefahr, dass ein Seilende (insbesondere bei unsymmetrischem Abgang) beim Ausklinken sich am Bugradbein verfangen könnte, wurde vorgebeugt mittels einer steifen, verhältnismässig schweren Umhüllung der äussersten Schenkel (Stahlschienen mit dickem Gummischlauch als Scheide; später aus Ersparnisgründen Holzplatten). Diese Verstärkungen gewährten auch einen willkommenen Schutz gegen allzurachen Verschleiss im Fluge; in der Praxis wird nämlich das lose nachgeschleppte Seil (ohne Gleiter) schon bei mässiger Fluggeschwindigkeit durch "peitschenzwick"-artige Bewegungen an den Seilenden übermässig beansprucht.

Ein Fallschirm am Seilanzfang, beim Flug im Heck des Schleppflugzeugs verstaut, schützte das Seil vor allzu heftigem Aufschlag (falls das Auslösen in mindestens 500 m geschah!) und erleichterte den Zielabwurf. Zum Schutz gegen das unvermeidliche Scheuern am Boden (beim Start) war das Nylonseil mit einer Hülle aus Fahrradschlauch versehen.

Beschrift:

Ger

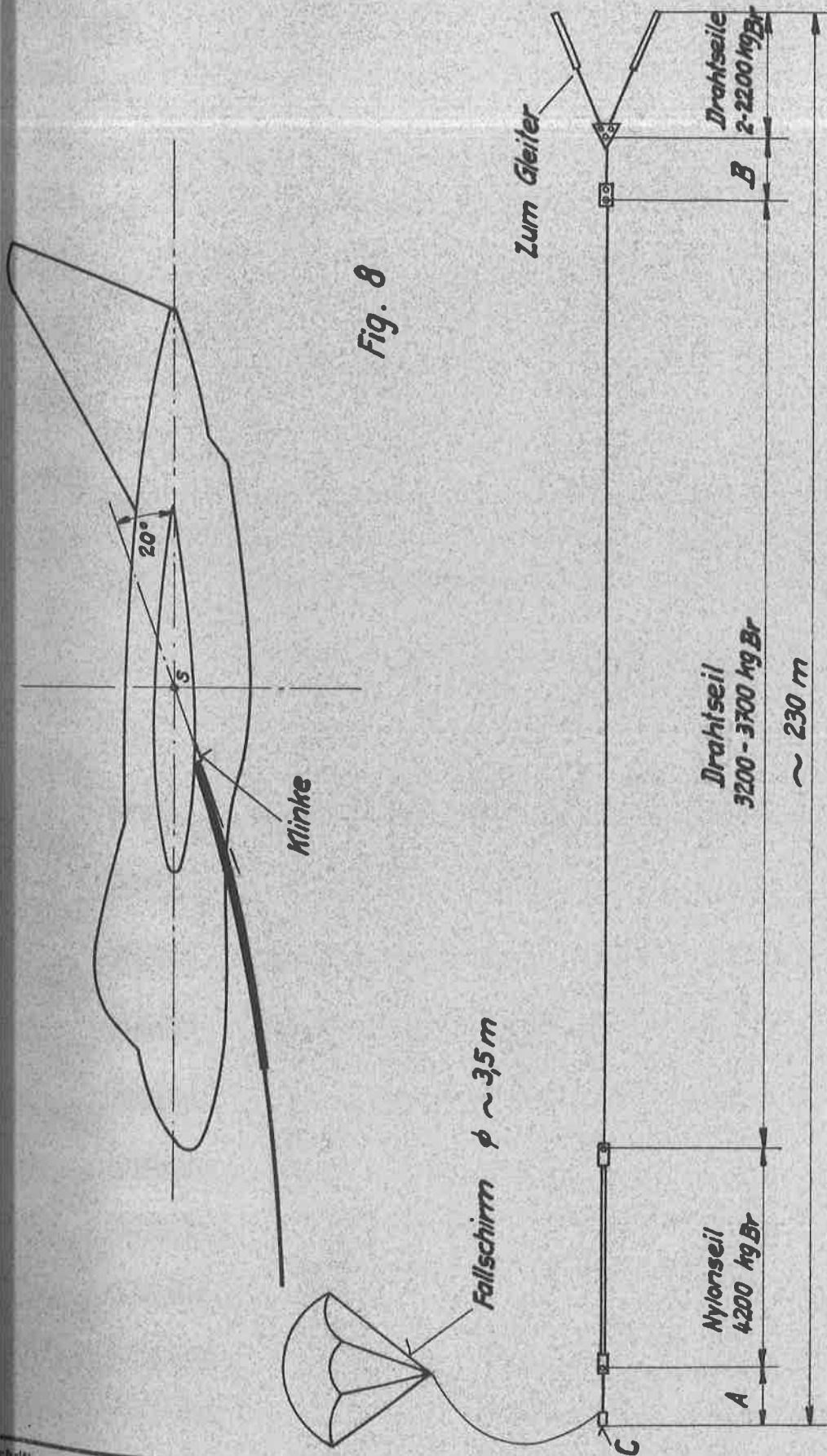
bearbeitet:

Ian

geprüft:

Ha

20.1.50



A = Sollbruchstelle vorn 2800 - 3200 kg Br
 B = Sollbruchstelle hinten 2000 - 2400 kg Br
 C = Zum C 3604

bearbeitet:	geprüft:	
Lan	Ha	21.1.50

4. MESSEINRICHTUNGEN DES GLEITERS4.1. Registriergeräte

Das Versuchsprogramm verlangte die registrierende Messung aller Daten zur Beurteilung von

Fluglage und Flugzustand,
Flugbewegungen um alle 3 Achsen,
Ruderausschlägen und Rudermomenten.

In den Anfangsversuchen (bis Flug 15) wurden lediglich einfache Fahrtschreiber und Höhenschreiber verwendet (System "Fuess" mit berussten Blechfolien in Gleiter und Schleppflugzeug) und im Gleiter zum Teil ein Tastschwingungsschreiber zur Kontrolle von Steuerbewegungen.

Zur Registrierung während der Messflüge dienten der vorhandene "Achtfachsreiber" und der für den Gleiter entwickelte "Kinorekorder". Vereinzelt Messdaten, die der Pilot zur Flugzeugführung benötigte und die sich nicht doppelt messen liessen, wurden vom Piloten durch Funk übermittelt (nach Ablesung am Bordgerät und gleichzeitiger Zeitmarkierung an den Registriergeräten).

ACHTFACHSCHREIBER: An dieser für Motorflugzeuge bestimmten Geräte-kombination waren die eingebauten Doseninstrumente der Flugüberwachung direkt verwendbar; von den Triebwerkinstrumenten konnten die drei elektrischen Einheiten (ursprünglich für die Messung von Drehzahl, Aussentemperatur und Zylinderkopftemperatur vorgesehen) für die erwähnten Messungen an den Rudern herangezogen werden, während der Ladedruckmesser unbenutzt blieb.

Beilage 3 stellt die Fotokopie eines Registrierstreifens aus dem Achtfachsreiber dar, enthaltend die Aufzeichnungen des Gleitfluges von Flug Nr. 44 (Abkippsversuch). Die Schriebe sind z.T.

Ger	bearbeitet:	Lan	geprüft	Ha	20.1.50
-----	-------------	-----	---------	----	---------

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 4.1.)

FP - 3902/5

Blatt 29

noch durch Vibrationen verwackelt, obwohl diese Störung durch verbesserte Auswuchtung der Drehspiegelchen und durch elastische Lagerung des Geräts weitgehend behoben worden war. - In späteren Versuchsabschnitten wurde die Laufgeschwindigkeit des Papierstreifens höher gewählt, so dass sich die Ablesegenauigkeit infolge der relativ höheren Störungsfrequenz verbesserte.

Die Original-Vorschubgeschwindigkeiten des Achtfachschreibers von durchschnittlich 30 bzw. 60 mm/min ermöglichen bei max. Papiervorrat eine Gesamtlaufdauer von 90 oder 45 Minuten.

KINOREKORDER: Der Kinorekorder stellt im Wesentlichen ein zusätzliches Bordinstrumentenbrett dar, das elektrisch beleuchtet (120 Watt-Lampe) und mittels einer MG-Filmkamera fotografiert wird. Zur Anpassung an die Brennweite des Objektivs ist der Strahlengang mit Hilfe von 2 Spiegeln verlängert, wie Fig. 9 darstellt. Bei minimaler Bildgeschwindigkeit (16 Bilder/sec) und max. Filmvorrat beträgt die gesamte Laufdauer rund 2 Minuten.

Die verwendete amerikanische Kamera ist (für die Ueberwachung des Flugzeug-MG-Schiessens) so eingerichtet, dass die Filmbelichtung nach Loslassen des Auslöseknopfes automatisch noch während einer gewissen Anzahl von Sekunden weiterläuft. Dieser "Filmnachlauf" ist einstellbar zwischen 3 und 10 Sekunden.

INBETRIEBESETZUNG und ZEITMARKIERUNG: Im Gegensatz zum Achtfachschreiber können beim Kinorekorder die Messgeräte beliebig ausgetauscht werden. Dieser Umstand sowie die Genauigkeit der respektiven Instrumente, der Strombedarf und die sehr unterschiedliche Laufdauer beider Registrieranlagen führte dazu, dass dem Achtfachschreiber im Prinzip die gesamte Ueberwachung des Flugverlaufes, dem Kinorekorder dagegen die Detailbeobachtung bestimmter Flugzustände übertragen wurde.

Geprüft:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

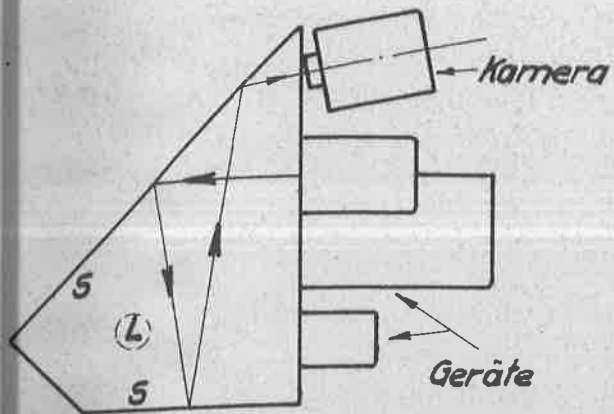
Ha

20.1.50

Fig. 9

Kinorecorder

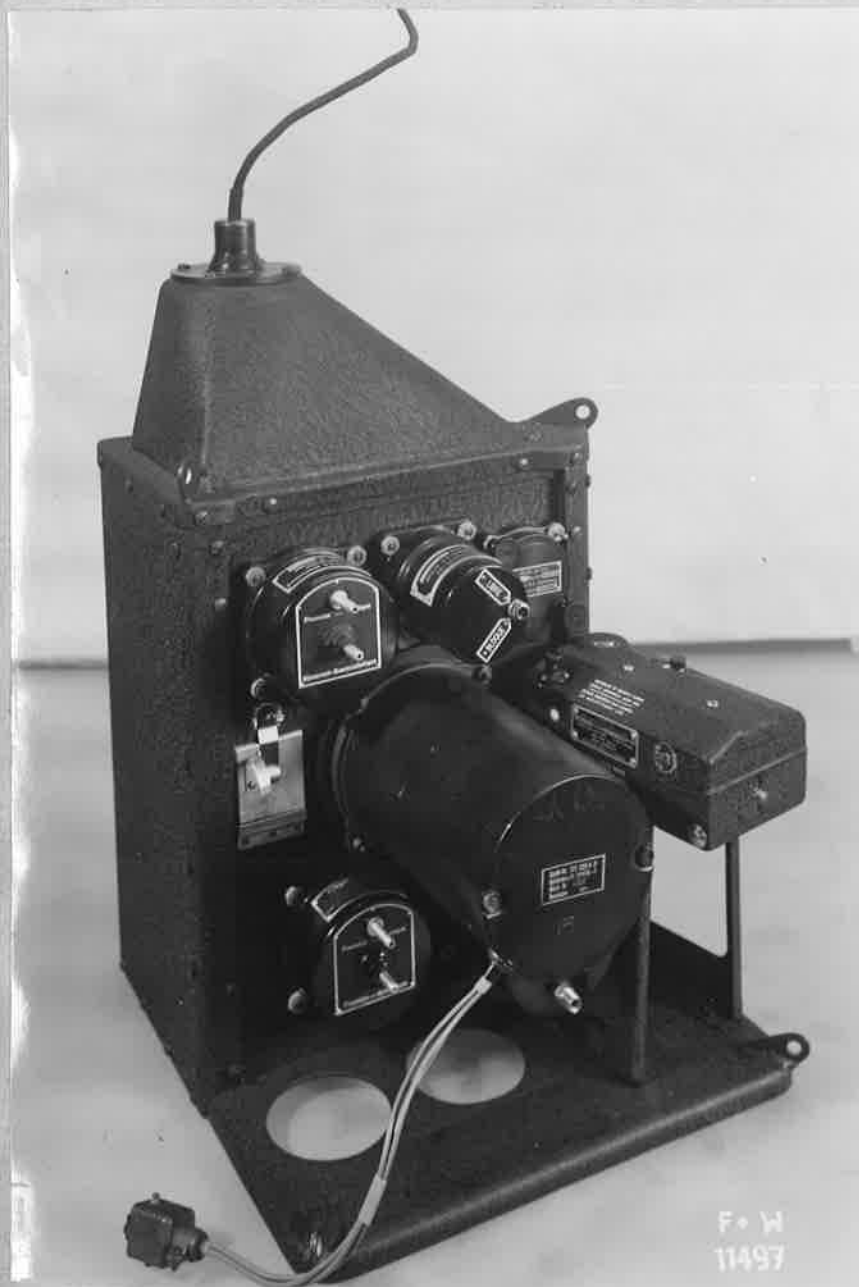
Schema des Strahlen-
ganges



S = Spiegel

L = Lichtquelle

(Lampe im Deckel, 120W, 24V)



N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 4.2.)

FP - 3902/5

Blatt 30

Der Achtfachschreiber wurde demgemäss während des ganzen Fluges mindestens während der interessierenden Phasen (Start- und Gleitflug) eingeschaltet; nach Herbeiführung des gewünschten Flugzustandes betätigte der Pilot den Zeitmarkenknopf am Steuerknüppel, wobei die Kamera eingeschaltet und gleichzeitig im Achtfachschreiber das Zeitmarkenlämpchen eingeschaltet wurde. Bei Messung von stationären Zuständen wurde z.B. je am Anfang und Ende eine Zeitmarke mit kurzem Filmnachlauf gegeben; bei dynamischen Vorgängen wurde der Anfang markiert (nötigenfalls mehrmalig oder anhaltend) und mit langem Filmnachlauf gearbeitet.

4.2. Messgeräte

Die verwendeten Messgeräte und die Registrierart sind in der Tabelle (Blatt 31) aufgeführt.

Die wichtigsten Anzeigegeräte (Positionen 1 + 4) des Achtfachschreibers waren zu Kontrollzwecken sowie aus Gründen der Sicherheit und Ablesegenauigkeit im Kinorekorder wiederholt, mindestens für die ersten Versuchsperioden. Weitere Instrumente wie Machmeter etc. waren für späteren Einbau im Kinorekorder vorgesehen.

Ein vergrößerter Bildausschnitt aus dem Kinorekorderfilm von Flug Nr. 44 (wie Schrieb Beilage 2, wo K_1 den Zeitpunkt der zugehörigen Kameraauslösung angibt) ist in Foto (Blatt 30a) dargestellt. Anordnung des Anstellwinkelgebers an der Bugstange siehe Gesamtfoto (Blatt 8).

Geprüft:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

20.1.50



(3)

(6)

(1)



(11)

(2)

1/2 sec später:
Abdrehen beginnt
(Wendezeigerausschlag
am Gerät Mitte)

Vor dem Abkippen

Bildfolge-Richtung
(16 Bilder pro sec).

(11)

(4)

(5)

(1a)

(1)



FLUG 44:

Abkippsversuch

(1) $v_A \approx 142 \text{ km/h}$

(3) $v_{\text{sink}} \approx 6,6 \text{ m/s}$

(6) $\gamma \sim 12^\circ$

FLUG 58:

Einweisung und
Funktionsprüfungen

(1) $v_A \approx 485 \text{ km/h}$

(1a) $v_A = 458-460 \text{ km/h}$

(5) $\alpha \approx 1,1^\circ$

Vergrößerungen aus Kinorekorderfilmen

Geräte-Numerierung vergl. Bl. 31

(1a) Vergleichs-Fahrtmesser an
Schwenkdüse

"N" erscheint, wenn Film im Nachlauf
(Auslösung losgelassen)

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 4.2.)

FP 3902/5

Blatt 31a

<p>8 (Drehzahl)</p>	<p>Ruderausschlag rechts</p>	<p>x</p>	<p><u>Fortsetzung</u></p>	<p>Geber mit Gleiter gebaut;</p>
<p>9 (Aussen temperatur)</p>	<p>Ruderausschlag links</p>	<p>x</p>	<p>Potentiometer</p>	<p>vergl. Ziffer 3.3</p>
<p>10 (Zylinderkopf temperatur)</p>	<p>Rudermoment (links)</p>	<p>x</p>	<p>Torsionsrohr mit Potentiometer</p>	<p>" " 3.3</p>
<p>11 Borduhr</p>	<p>Zeitpunkt</p>	<p>x</p>	<p></p>	<p>" " 3.3</p>
<p>Abschrift:</p>	<p>Ger</p>	<p>bearbeitet:</p>	<p>Lan</p>	<p>geprüft</p>
<p></p>	<p></p>	<p></p>	<p></p>	<p>Ha</p>
<p></p>	<p></p>	<p></p>	<p></p>	<p>5.5.50</p>

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 4.3.)

FP - 3902/5

Blatt 32

4.3. Einrichtung für die Rudermessungen

Die Geber für die Messung von Ruderausschlag und Rudermoment sind in Fig. 10 (Blatt 32a) schematisch skizziert. Beide Typen waren sowohl am linken und rechten Hauptruder als auch am Seitenruder installiert, für wahlweise Umschaltung auf die Kreuzspulinstrumente des Achtfachschreibers und event. zusätzliche Anzeigeeinstrumente im Kinorekorder.

Ruderausschlag: Einfaches Potentiometer; am Ruder montierte feine Wicklung; Abgriff vom Ruderlagerhebel aus.

Rudermoment: Messung der Verdrehung eines Torsionsstabes beim Ruderantrieb. Die auf grossem Radius übernommene Relativverschiebung zwischen Antriebsrolle und Ruder ist mechanisch übersetzt (Verhältnis kontinuierlich verstellbar zwischen 1 : 6 und 1 : 12); der Übersetzungshebel dient dem Abgriff einer am Ruder fixierten Potentiometerwicklung. - Dieser Aufbau bot gleichzeitig die Möglichkeit, nötigenfalls (als Ersatz-Servosteuerung des Hauptruders) die Ruderausgleichklappe als "Spring Tab" in Funktion der Rohr torsion zu betätigen.

Während der vorbereitenden Start- und Flugversuche (ohne Registrierapparatur) diente zur Messung des Höhenruderausschlags ein Tastschwingungsschreiber, der neben der Schwenksäule eingebaut wurde und deren seitliche Bewegungen abtastete und registrierte.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

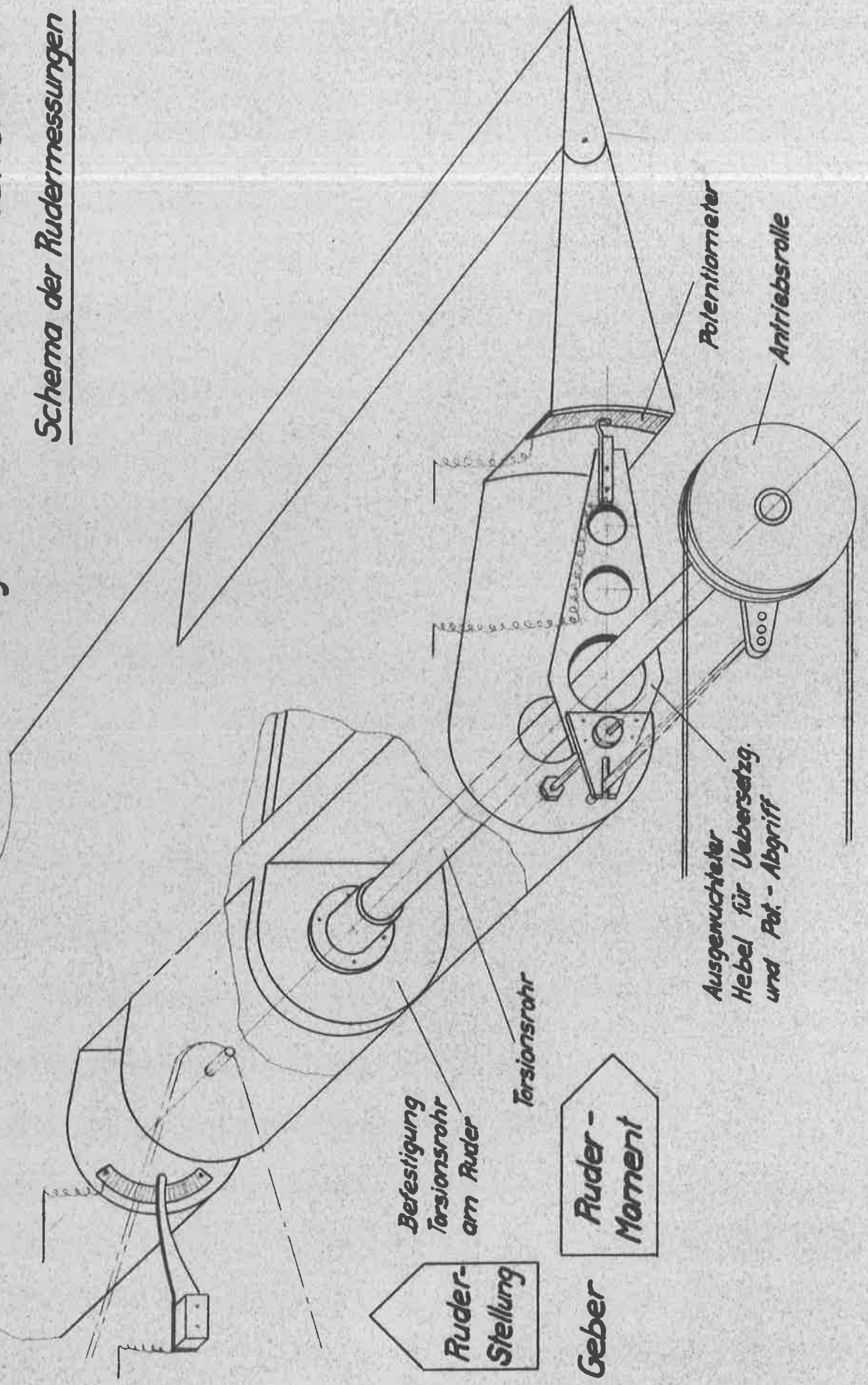
geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter
Schema der Rudermessungen

Fig. 10



5. ABLAUF DER KONSTRUKTION UND DER VERSUCHE5.1. Entwicklung und Bau des Gleiters

Die gesamte Entwicklung des Gleiters stand unter dem Motto des Zeitgewinnes, um anhand der Versuchsergebnisse raschmöglichst die definitiven Entscheidungen für die Prototypenkonstruktion des N-20 zu beschaffen. Diese Forderung einerseits und der Wunsch nach möglichst zuverlässiger und vollständiger Ausführung des Gleiters andererseits machten bei der Herstellung das bekannte Problem der Kompromissbildung zur wichtigsten und schwierigsten Aufgabe. Die gegenüber dem Vorentwurf wesentlich reichhaltige Ausstattung (mit Einziehfahrwerk etc.) führte - wie beim Gewicht - auch bei den Abschlussterminen und den Herstellungskosten zu einer Ueberschreitung der Voranschläge.

Um die entsprechenden Abteilungen des F+W nicht zusätzlich zu belasten, wurden auswärtige Hilfskräfte herangezogen, nämlich

für die Konstruktion: das Flugingenieurbüro WLM, Luzern,

für den Bau:

2 Schreiner der Segelflugzeugwerkstätte
ISLER, Wildegg

1 Schreiner der K+W Thun

2 Schreiner der DMP (Buochs/Interlaken)

so dass der Gleiter füglich als Produkt einer gelungenen Team-Arbeit von staatlicher und privater Industrie bezeichnet werden darf.

Entwicklungsgang des Gleiters:

März 1947 Vorstudien über Versuchsmöglichkeiten, Kosten und Zeitbedarf, Koordinierung mit Prototypenarbeiten, Anfragen bei auswärtigen Stellen betr. Mitarbeit und Offertstellungen.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 5.2.)

FP - 3902/5

Blatt 34

- April 1947 Auftragserteilung seitens KTA an F+W.
Beginn der Konstruktionsarbeiten am 1.4.47.
- Mai 1947 Beginn der Bauarbeiten.
Aufbau des Gleiters im Windkanalgebäude F+W.
- Januar 1948 Fertigstellung des Gleiters im Rohbau und Einrichtung einer Aufhängevorrichtung in der Messtrecke des grossen Kanals.
29.1. - 6.2.48: Versuche des bemannten Gleiters im grossen Windkanal.
Anschliessend Ueberführung in die Prototypenhalle des Flugzeugwerks für Fertigmontage, Ausrüstung, Oberflächenbehandlung und dergleichen.
- Febr. 1948 Gesamtkontrollen F+W und KTA (nach laufenden Teilkontrollen).
- März 1948 Flugklarmeldung am 3.3., nach Abschluss der KTA-Kontrolle. Beginn der Messungen über Raketenstandsdruck, Fahrwerkreibung und Bremswirkung.

5.2. Programm und Abwicklung der Versuche

Die Hauptprogramme der Versuche sind als Beilagen Ia und Ib in Originalkopien wiedergegeben. Sie umschreiben 3 Etappen, nämlich:

- I. Kennenlernen des Gleiters in fliegerischer Hinsicht, zur allgemeinen Beurteilung seiner Eigenschaften und zur Ausarbeitung der geeigneten Versuchstechnik.
- II. Eigentliche Messflüge im Normal- und Langsamflugbereich.

Abschrift:

bearbeitet:

geprüft

Ger

Lan

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 5.2.)

FP - 3902/5

Blatt 35

III. Untersuchung im Hochgeschwindigkeitsgebiet.

Im Wesentlichen konnten die Versuche programmgemäss bis und mit Punkt 5.1. der Etappe II erledigt werden. Zusätzlich erfolgten:

- Erweiterte Pilotenvorbereitung (Segel- und Schleppflugtraining; vermehrte Probe-Schleppstarte Raketenabbrennen im Freiflug vor den Abkippsversuchen);
- Spezielle Querruderuntersuchung (zur Behebung von Vibrationserscheinungen);
- Flugprüfung der Rumpflappen;
- Neue Einweisungsflüge und Funktionsprüfungen nach längeren Unterbrüchen für Ueberholung, Reparatur oder Umbau.

Zeitlich wickelten sich die Versuche folgendermassen ab:

ETAPPE I

Jan. - März 1948 Fliegerische Vorbereitung der Piloten durch Schlepp- und Segelflüge auf WLM-1, mit Schlepp Fw Stieglitz und C-3604.

März 1948 4.3. - 15.3 Rollversuche mit Autoschlepp (Ford, Buick und Jeep) und mit Raketenschub. Radwechsel (Me-109 statt Me-108) am 11.3.

17.4.1948: Erster, erfolgreicher Flug des Gleiters.

Mai 1948 17.4. - 19.5. Einweisungsperiode von 16 Flügen. Anschliessend Radwechsel und Erstellen der Einziehbarkeit des Fahrwerks, mit elektr. Verbrauchsmessungen und diversen Funktionsprüfungen.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 5.2.)

FP - 3902/5

Blatt 36

Juni 1948 8.6. - 12.6. Flüge 17 - 21, Einweisungs- und Kontrollflüge mit Einziehen des Fahrwerks. Notlandung ausserhalb Flugplatz nach Wegfliegen der Kabine.

Juli-Aug. 1948 Reparatur und Einbau der vollständigen Registrierapparatur.

ETAPPE II

Sept. 1948 - Flüge 22 - 57, umfassend: Querruderuntersuchungen; Geräteeichungen; Vorbereitung (Flüge mit Schwerpunktsvariationen und mit Raketenabbrennung) und Durchführung der Abkippsversuche mit ein- und ausgefahrenem Fahrwerk und mit Nasenklappenverstellung; Polarenmessungen mit und ohne Fahrwerk und mit 3 verschiedenen Schwerpunktslagen (zur Erfassung der statischen Stabilität).

Februar 1949 Meteorologische Gründe (Nebel, Schnee) einerseits, Störungen und Ueberholungen am einzigen verfügbaren Schleppflugzeug C-3604 andererseits behindern die geregelte Abwicklung der Versuche in den Wintermonaten bedenklich. Man entscheidet sich deshalb schon ab Flug 57 (nach Abschluss der Polarenmessungen) zum Umbau des Gleiters für die späteren Hochgeschwindigkeitsversuche und zur Bereitstellung eines zweiten Schleppflugzeugs. Im gleichen Zeitraum werden auch die Standschwingungsversuche des Gleiters durchgeführt. Diese Arbeiten dauern vom 8.2. bis zum 10.4.49.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

- April 1949 Flüge 58 - 64; neue Einweisung und Funktionsprüfungen; Polarenmessung mit neuer Kabine; Versuche mit Rumpflappen.
- Mai 1949 Keine Tätigkeit am Gleiter. Der Einflieger, Herr Läderach, der die bisherigen Gleitversuche mit grösstem Geschick und Verständnis durchgeführt hatte, verunglückte am 22.4.49 bei Schiessversuchen.
- Juni 1949 Einweisung des neuen Piloten Hr. Mathez. 11.6.-15.6. Sechs Vorbereitungsflüge mit Segelflugzeug WLM-1 hinter Bucker Jungmeister und C-3604.
22.6.-1.7. Gleiterflüge 65 - 69: Start und Landetraining. Zerstörung des Gleiters bei 69. Landung.

Detailangaben zu den einzelnen Gleiterflügen sind in der Zusammenstellung Beilage 2 enthalten.

6. BODENVERSUCHE

6.1. Versuche im grossen Windkanal (29.1.-6.2.48)

Der Gleiter wurde im grossen Windkanal (offene Messtrecke, ohne Vorsatzdüse) aufgehängt, wobei aus Sicherheitsgründen auf die Inanspruchnahme der Waagen verzichtet wurde. Gegenüber einer Strahlbreite von 8,0 blieb das Flugzeugmodell mit 7,55 m Spannweite knapp im Bereich des gleichmässigen Luftstromes. Für Montage und Bedienung erwies die Hebebühne ausgezeichnete Dienste.

Die Aufhängung umfasste (vergl. Fotos):

Abschrift:	bearbeitet:	geprüft:	
Ger	Lan	Ha	20.1.50

- 2 Seile W in Widerstandsrichtung, an den Schlepplinken eingehängt.
- 1 Tragseil A in Auftriebsrichtung, in 56,0%t der Flügelmittentiefe befestigt (Träger im Beobachterraum an den Flügelholmen). Das Tragseil war am Aufhängekonus der Spinne befestigt und war doppelt: ein Drahtseil an Stahlfedern und ein starkes Nylonseil. Letzteres diente zur Dämpfung (Senkung der Federfrequenz) und war im Ruhezustand des Gleiters mit 700 - 1000 kg vorgespannt, so dass bei Entlastung durch Auftriebskräfte das Restgewicht gänzlich am starkdehnenden Nylonseil hing.
- 2 Seile E an den Flügelenden, zur Begrenzung der Rollbewegungen; nach oben schlaff zur Saaldecke, nach unten zu den Seitenkanten der Hebebühne.
- 1 Seil M von der Rumpfnase nach unten, an die Vorderkante der Bühne.
- 1 Seil Q quer durch die Messtrecke, in der Mitte mit dem Gleiterbug verbunden (zur Vermeidung des Schiebens aus der Kanalachse).

Durch Heben oder Senken der Bühne konnte dank Seilen M und E die Freiheit der Anstell- und Rollbewegungen reguliert werden. Der Anstellwinkel wurde mittels eines grossen Schaukel-Transporteurs (durch Visieren vom Mittelstückpodium des Kanals aus) gemessen, die Windgeschwindigkeit zusätzlich zur Kanalstaudruckwaage auch mit dem Fahrtmesser des Gleiters. Zur Verbindung zwischen Gleiter und Versuchsleitung dienten die regulären Bord- & Bodenfunkgeräte.

Zweck und Ergebnis der Windkanal-Grossversuche:

Die Versuche dienten lediglich dazu, dem Piloten in der Praxis die normale Auftriebs- und Steuerwirkung dieser Flugzeugart nachzuweisen, einen Eindruck von der Grösse der Steuerausschläge und Steuerkräfte zu vermitteln und schliesslich die Momenten- und Auf-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft:

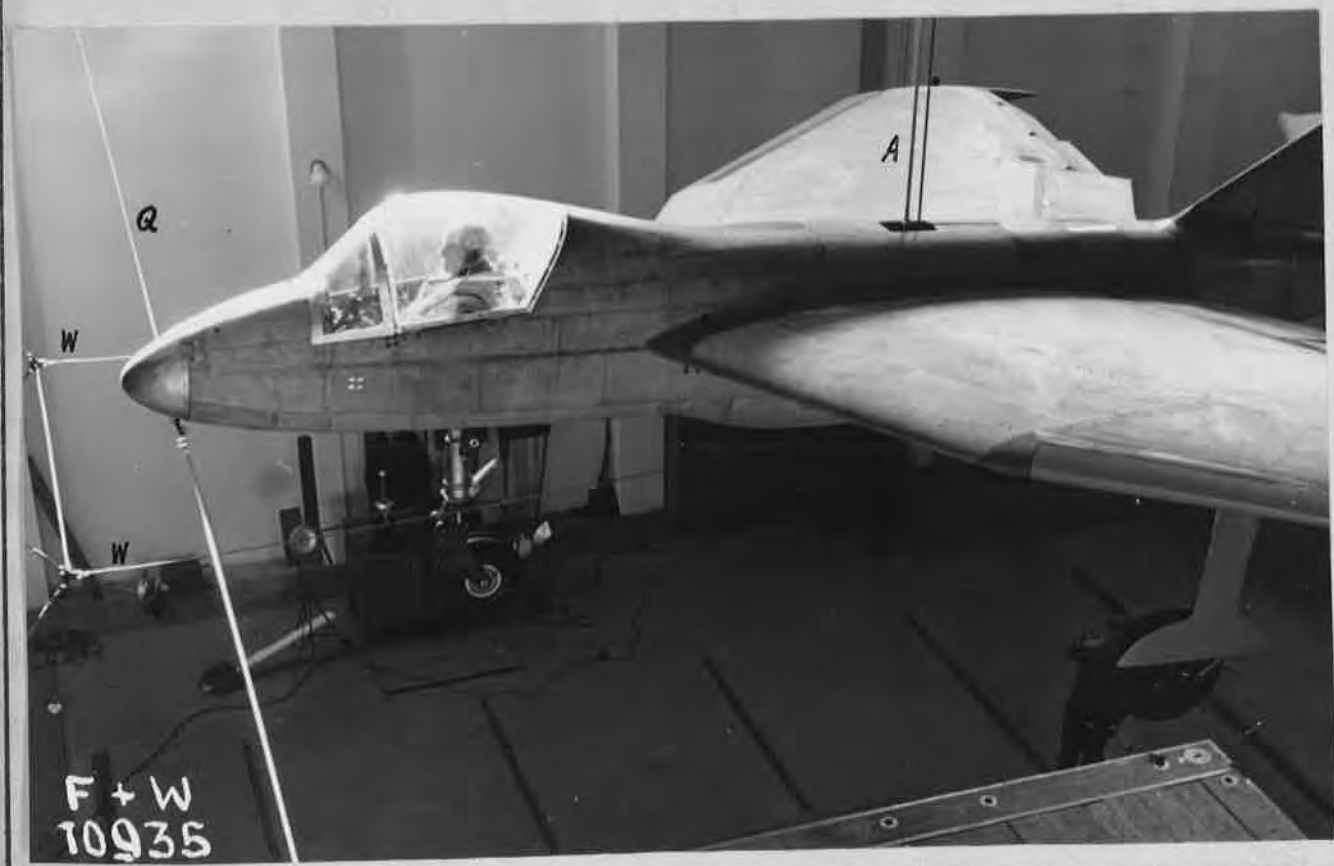
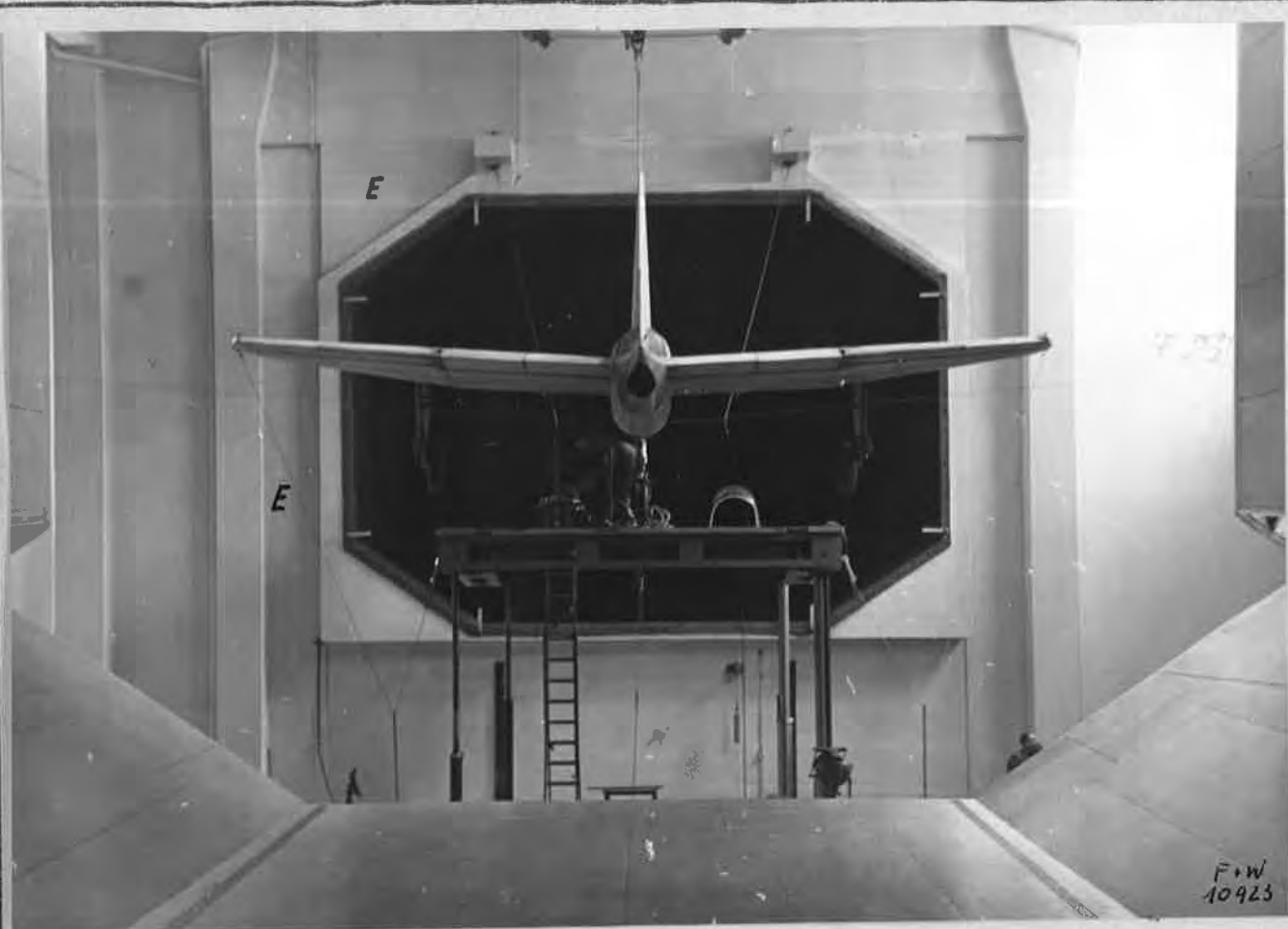
Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 6.1.)

FP - 3902/5

Blatt 38a



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft

Ha

21.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 6.1.)

FP - 3902/5

Blatt 38b



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 6.1.)

FP - 3902/5

Blatt 39

triebswirkung der Landeklappen zu prüfen.

Mit Pilot und Funkausrüstung wog der Gleiter im Kanal je nach Trimbballast 1250 - 1310 kg ($G/F = 65,5 - 68,5 \text{ kg/m}^2$). Es wurde mit Staudrücken von $100 - 150 \text{ kg/m}^2$ geblasen, so dass der Gleiter bei effektivem Anstellwinkel von $10 - 12^\circ$ und $ca = 0,5 - 0,6$ in einen (gefesselten) Schleppflug "abgehoben" werden konnte,

Praktisch bewirkte der Gleiter bei grosser Anstellung eine wesentliche Versperrung und Ablenkung des Luftstromes (Abminderung des wirksamen Staudrucks und Anstellwinkels), weshalb ein vollständiges Abheben nur kurzzeitig möglich war. Dank der Weichheit des Nylonseiles konnte aber durch dessen "Zusatzauftrieb" die Verhältnisse eines stationären Schleppfluges bei mässiger Anstellung treffend simuliert werden.

Es liess sich tatsächlich eine recht gute und - bei kleinen Auslenkungen im Rahmen der Fesselung und Strahlbegrenzung - absolut normalsinnige Empfindlichkeit des Gleiters auf die Steuerschläge feststellen. Bezüglich Landeklappen zeigte sich erwartungsgemäss, dass kleine Ausschläge ($< 10^\circ$) auftriebsmässig am günstigsten waren.

Vollständiges Abheben wurde bei folgenden Messdaten erzielt:

Kanal- staudruck (kg/m^2)	145 120	130 125 118 107 103 103
Geom. Anstellwin- kel ($^\circ$)	11,2 17,5	13,0 13,7 14,4 15,7 17,0 18,3
β_K	0°	$5 - 10^\circ$

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 6.2.)

FP - 3902/5

Blatt 40

6.2. RollversucheDie Reibungsmessungen ergaben (bei $G = 1345 \text{ kg}$):

	auf Beton	auf Rasen
Haftreibung	50 - 60 kg	140 - 180 kg
Rollreibung	30 "	80 - 100 "
Bremskraft bei max. Radbremsmomen- ten	680 - 720 "	500 kg (auf nassem Rasen)

Rollen: Um die Führungs- und Stabilitätseigenschaften des Fahrwerkes zu untersuchen, wurde der normal belastete Gleiter mit Autos geschleppt oder mit der eingebauten Rakete gestossen. Es galt, das Flugzeug mindestens bis auf Abhebegeschwindigkeit zu beschleunigen und es anschliessend wieder in der gleichen Geraden zum Stillstand zu bringen. Eine Hauptschwierigkeit bildete hierbei die geringe Pisten- und Flugplatzlänge (besonders im späteren Stadium mit Abheben des Gleiters, den sog. Starthüpfen). Um das Schleppseil nach dem Ausklinken sofort aus dem Bereich des Gleiters zu schnellen, wurde autoseitig ein starkes Gummi-seil eingeschaltet, was sich gut bewährte. Die Geschwindigkeiten wurden an den Fahrtmessern von Gleiter und Autos abgelesen und bei einzelnen Raketenversuchen anhand des Beschleunigungsdiagramms nach Stoppen der Zeit an Teilstrecken von 50 - 100 m ermittelt.

Mit einem Jeep als Vorspann erreichte der Gleiter maximal 75 km/h, mit einem Ford 85 km/h, und zwar nach 400 - 500 m Rollweg, Autos am Anfang der Betonpiste, Gleiter im Rasen beginnend. Mit Doppelzug Jeep und Ford gelang es, den Gleiter innerhalb 150 m auf et-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

wa 80 km/h zu beschleunigen. Allein mit Rakete wurden bis zu 133 km/h erzielt (5.3.48). Bei diesem Versuch trat erstmalig "Shimmy" (heftiges Schlingern) des Bugrades auf; diese bekannte Erscheinung wurde durch leichtes Rückwärtsschwenken des Bugradfederbeins aufgehoben.

Raketen-Starthüpfen: Versuche mit zusätzlicher Anfangsbeschleunigung durch Gummiseile blieben unbefriedigend. Anzug mit Jeep (auf 20 - 30 km/h nach 120 m) und nachfolgendes Auslösen der Rakete brachte $v_{\max} \sim 165$ km/h nach 450 m; totale Rollstrecke ca. 1280 m inklusive Hüpfen von etwa 20 m Länge auf ~ 30 cm Höhe. Gleiche Raketenversuche mit Anzug durch Jeep und Buick lieferten eine Beschleunigung bis auf 165 km/h nach total 400 m Rollweg und mit leicht vorgewärmter Rakete ($40 - 50^{\circ}\text{C}$) sogar nach 280 - 300 m Rollweg; gleichzeitig konnte das Abheben auf rund 100 m Länge und 1 m Höhe gesteigert werden.

Total wurden 8 Raketen-Rollversuche durchgeführt. Sie ermöglichten:

1. die gänzliche Elimination von Bugrad-Shimmy,
2. die Feststellung einer übermässigen Querruderwirksamkeit im Fluge und Korrektur durch Verstellung der Kinematik im Sinne kleinerer Relativausschläge der Haupttruder-Ausgleichklappen,
3. eine erste Einführung in das Start- und Landeverhalten ohne die komplizierenden Einflüsse vonseiten des Schleppflugzeugs.

Shimmy: Diese Roll-Instabilität hing in erster Linie vom Nachlauf und von der Belastung des Bugrades ab, und zwar wurden folgende Beobachtungen gemacht:

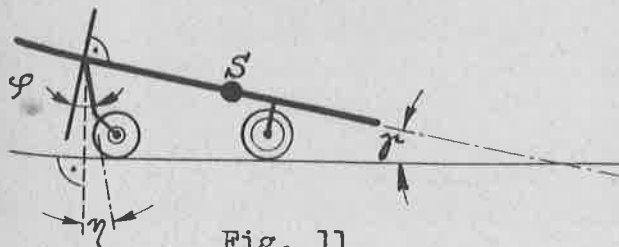


Fig. 11

Bei Normal-Schwerpunkt (56,5% t)

Last Bugrad 9-10% G

Last Haupttruder 91-90% "

$\gamma \approx 6^{\circ}$ (normal)

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf.6.2.)

FP - 3902/5

Blatt 41a



Abchrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

Bugradbein gegen Flz.- Hochachse φ	Bugradbein gegen Lot- rechte $\eta = (\varphi - \delta)$	Bugradlast statisch	Verhalten des Bugrades	Zustand Fahrwerk
4°	- 2°	norm.	Shimmy auf Hartpiste	symmetr.
6°	0°	"	dito (bei ≥ 80 km/h)	"
8°	+ 2°	"	Kein Shimmy	"
8°	+ 2°	"	Starkes Shimmy	Hauptträger
12°	+ 6°	"	Shimmy (schon > 70 km/h)	etwas un-
12°	+ 6°	norm. + 10kg	Knapp ohne Shimmy	symmetrisch
12°	4 + 5°	norm. + 80kg	Kein Shimmy (80 km/h)	(x)

(^x) Unsymmetrie nach Radwechsel Me-108 → Me-109:

Radsturz rechts 18°, links 14° einwärts;

Radspur rechts 1°15', links 0°15' auswärts;

Zusatzlasten 10 bzw. 80 kg über Bugrad im Pilotensitz.

Funktion Federbeine: Die Stossdämpferdrucke wurden auf Grund von Fallhammerversuchen und Starthüpfen abgemindert, um genügende Weichheit zu erzielen (im Bugradfederbein Vampire von 27 auf 20 und schliesslich 24 atü; in den Hauptfederbeinen von 20 auf 13 und schliesslich 15 atü).

Die weitaus grössten Fahrwerk-Stossbeanspruchungen erzeugten sich bei den Starthüpfen (Einfederungen von 85 - 100%), da die erreichten Höhen und die verbleibende Platzlänge nicht genügten, um den Landevorgang wie beim Flugversuch richtig abzuwickeln.

Erwähnung verdient, dass ursprünglich ein ungenügendes Einfedern der Hauptfederbeine beobachtet wurde; es stellte sich heraus, dass einseitig belastete Schellen (für Endbegrenzungskabel) die Federbeinzylinder deformierten und so das freie Spielen der Kolben zu

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleitversuche (Zf. 6.3.)

FP - 3902/5

Blatt 43

behindern vermochten.

Als Maximalwerte der Stossdämpfer-Einfederung beim Haupttrad-Federbein wurden notiert:

	Einfederung	Entspr. Fallhammer-Diagr.	
		Stosslast	Stossgeschwindigkeit
Raketen-Starthüpfen			
-Extremwert (31.3.48)	200 mm	2160 kg	3,65 m/s
-Mittelwert	120 "	1400 "	2,1 "
Landung bei Flugversuchen			
-Extremwert (4. Flug) mit leichtem Durchsacken	185 "	1950 "	3,25 "
-Mittel von ca. 60 Flügen	60 "	1080 "	1,2 "

6.3. Diverse Nebenversuche

Ueber spezielle Untersuchungen am Gleiter wird in getrennten Berichten referiert, z.B.:

- a) Standschwingungsmessungen (Windkanal-Bericht FP 31 19/47) zuhanden der Schwingungsrechnung. Foto Blatt 43a.
- b) Steifigkeitsmessungen am Flügel (FP 31 19/48) zur Kontrolle von Ausgangsdaten für statische und Schwingungsrechnung sowie als Grundlage für das elastische Verhalten von Pfeilflügeln.
- c) Dynamische Einflüsse auf die Staudruckanzeige (FP 51 1/1), zuhanden der Auswertung der Gleiter-Flugmessungen.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft

Ha

20. 1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 6.3.)

FP - 3902/5

Blatt 43a



Abtransport des Gleiters aus Windkanal-Gebäude.



Standschwingungsmessungen.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

20.1.50

7. FLUGVERSUCHE UND DIREKTE ERGEBNISSE7.01 Organisatorisches

Die Organisation der Versuche war derart, dass die Aufgabe von der Leitung der Windkanalabteilung gestellt und die Durchführung von der Flugdienstleitung übernommen wurde. Ueber versuchstechnisch neue Probleme fanden jeweils gemeinsame Besprechungen zwischen diesen Stellen und den Einfliegern statt.

Die Koordination mit dem Militärflugbetrieb der DMP funktionierte ausgezeichnet, indem die Militärflugdienstleitung auf Mitteilung hin für die Freihaltung von Pisten und Luftraum sorgte.

Die Funkverbindung zwischen Gleiter, Schleppflugzeug und Bodenstation geschah prinzipiell auf einer eigenen Wellenlänge. Der gesamte Verkehr wurde an der Bodenstation mittels eines "Recordophon"-Gerätes auf Stahlband aufgenommen, zwecks Kontrolle und Ergänzung des schriftlichen Protokolls, das für jeden Flugversuch vorliegt.

7.02 Startversuche

In Erweiterung des Originalprogrammas wurden nach den Starthüpfen mit Autoschlepp und Rakete ähnliche Hüpferversuche mit dem Schleppflugzeug als Vorspann unternommen. Dank der weit stärkeren Motorleistung konnte nun die Graspiste verwendet und dadurch der Flugplatz in seiner maximalen Länge ausgenützt werden.

Nachdem die Besatzungen aufeinander eingespielt und einige Erfahrungen über das Verhalten des Schleppseils, des Schleppflugzeuges sowie der benötigten An- und Ausrollstrecken gesammelt sind, gelingt schon beim 7. Schleppstartversuch (am 24.3.48) ein

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf.702.)

FP - 3902/5

Blatt 44a



Schleppflug



Ausklinken



Freiflug



Absetzen

Starthüpf II vom 15. 4.48 (17⁰⁵)

$$(\beta_K = 2^\circ / 4^\circ)$$

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

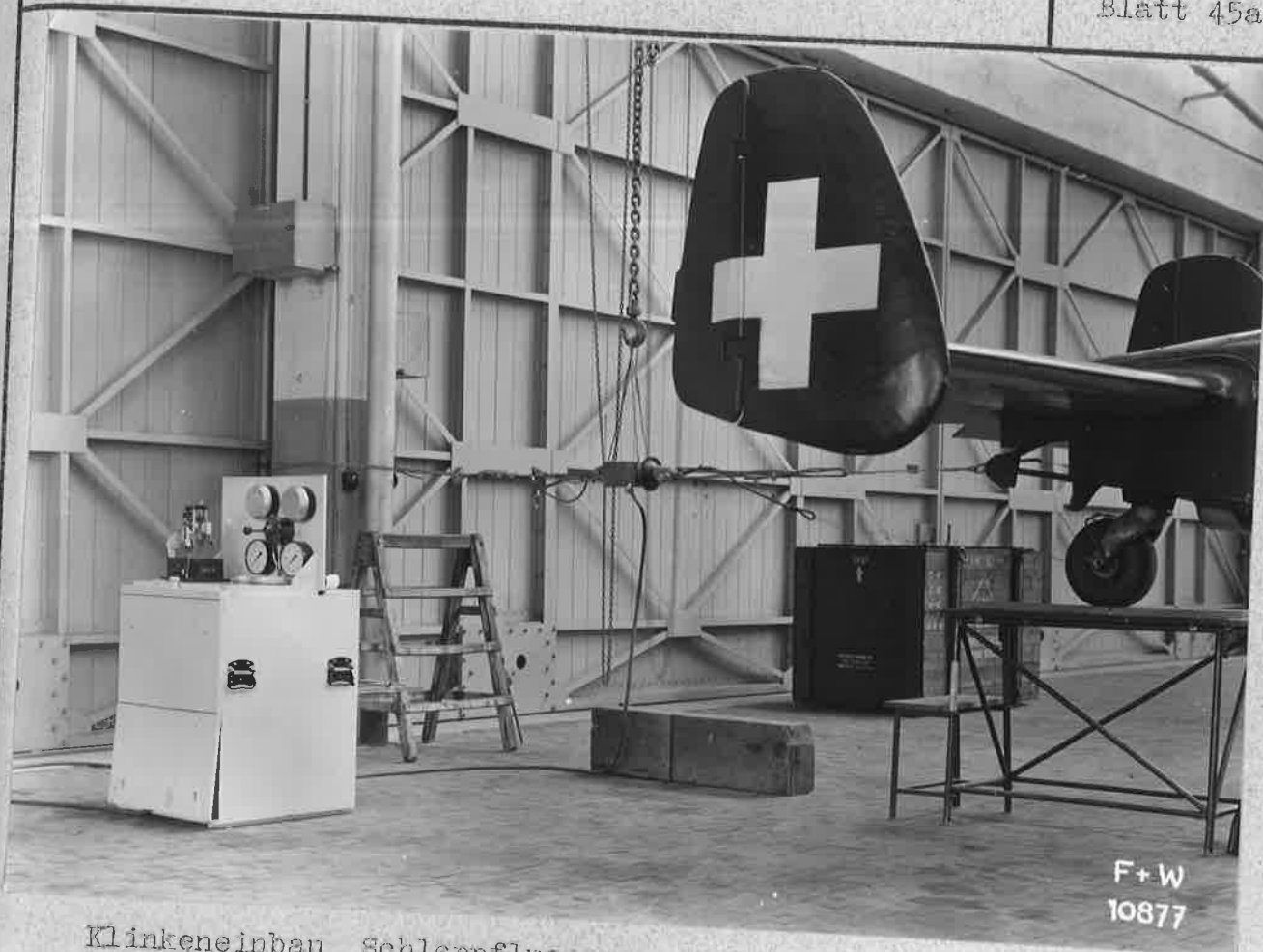
Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche

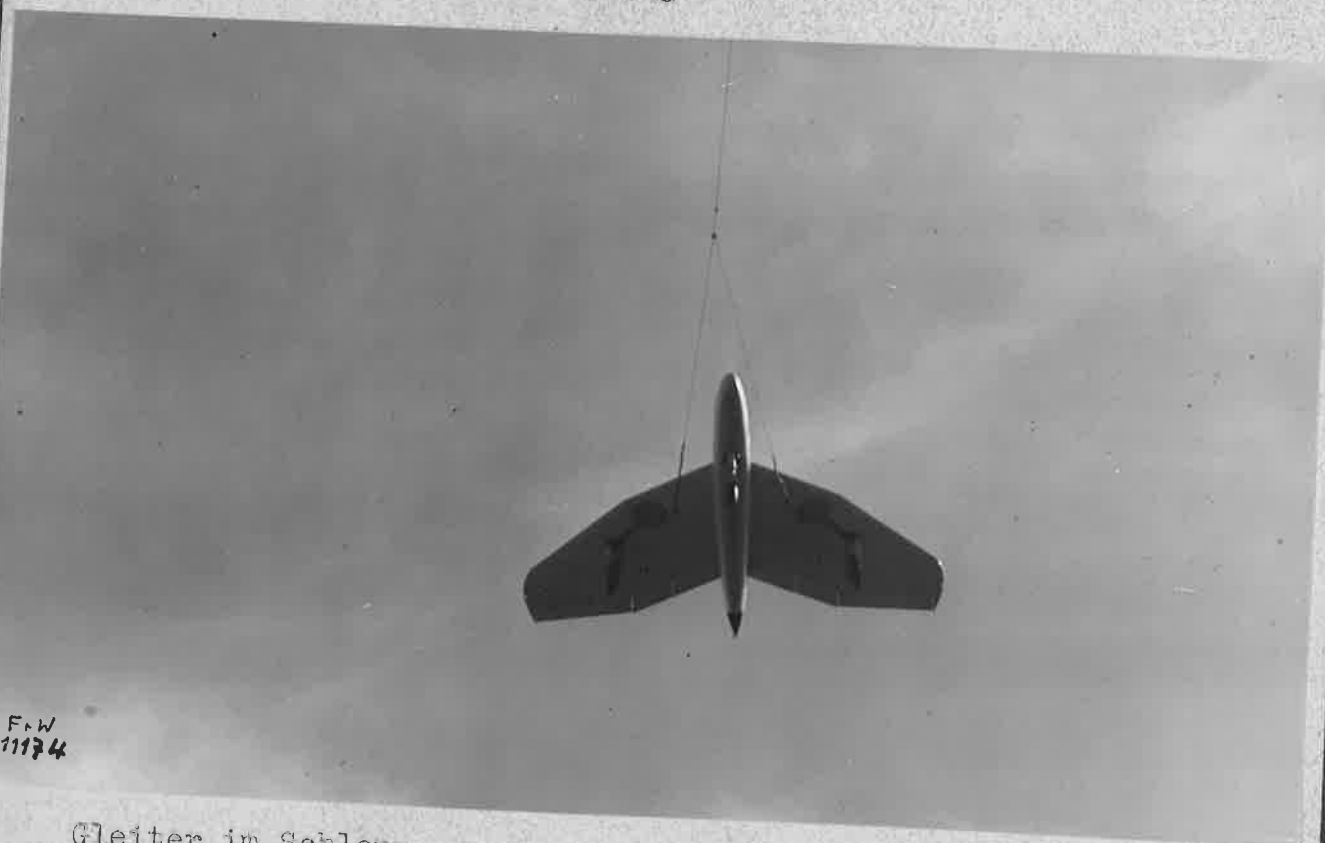
FP 3902/5

Blatt 45a



F+W
10877

Klinkeneinbau Schleppflugzeug



F+W
11174

Gleiter im Schlepp

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 7.02)

FP - 3902/5

Blatt 46

Die Geschwindigkeitsanzeige im Motorflugzeug - vom Beobachtersitz aus zusammen mit der Gleitersituation laufend beobachtet und registriert - hatte während des Hüpfers vorübergehend 203 km/h erreicht und beim Ausklinken 190 - 200 km/h betragen; der Gleiterpilot hatte das Höhensteuer fast voll angezogen!

Es handelte sich bei diesem Vorgang typisch um die gleiche Erscheinung, die bei englischen Versuchen (Kronfeld mit General Aircraft - Nurflügelgleiter) beobachtet und dort als "Steigverlust beim Starten" charakterisiert wurde *). Als Begründung kommen wohl nur Abwindeinflüsse vonseiten des Schleppflugzeugs in Frage. Das Schleppflugzeug musste in der betreffenden Phase mit dem Wegsteigen beginnen; der dadurch verstärkte Abwind, in Bodennähe insbesondere als Querströmung wirksam, behindert am geschleppten Flugzeug die normale Auftriebszunahme. (Die allmähliche anwachsende Auftriebserzeugung am Schleppflugzeug ist notwendigerweise mit dem Abgang einer Folge von Anfahrwirbeln und dem Anwachsen der Randwirbel verbunden; dieses Wirbelfeld beeinträchtigt am Gleiter den Aufbau der Tragwerkzirkulation).

Nach diesem misslungenen Startversuch wird das Schleppseil von 130 auf 230 m verlängert, um die Abwindeinflüsse abzuschwächen. Auch erfolgt der Einbau eines Tastschwingungsschreibers zur Kontrolle der Höhenruderausschläge. Bei nachfolgenden normalen "Blindstarts" mit Klappenstellung $4\frac{1}{2}^{\circ}$ werden als maximale Höhenruderausschläge registriert:

im Schlepp 11 + 12° Ziehen (beim Abheben)

im Freiflug 13 + 15° (beim Durchziehen zur Landung)

Veränderte Klappenstellungen und Steuermanöver (brüskes Wegziehen und leichtes Nachstossen) bringen keine Verbesserung. Dagegen glaubt der Pilot beim Abheben auf 4 - 5 m in Verbindung mit

*) Abhilfe brachte dort: Uebergang auf viermotorigen Bomber zum Schlepp und auf Startbahn von 3 Kilometern...

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 7.03)

FP - 3902/5

Blatt 47

dem längeren Seil eine gewisse Steigreserve zu verspüren, was am 17.4. zu einer Wiederholung des Flugversuchs führt.

NB: Im Zusammenhang mit den Startschwierigkeiten stiegen auch Zweifel auf hinsichtlich genügender Steifigkeit der Steuerung, wodurch die früher erwähnte Versteifung von Steuerkabeln und weiteren Organen veranlasst wurde.

7.03 Erstflug

Samstag den 17.4.47 um 12 Uhr startet der Schleppzug zum ersten Flug.

Der Start vom Flugplatz Emmen erfolgte in Richtung Ost-West, wo in einer passend gewählten Richtung ein hindernisfreier Ausflug möglich ist (im Gegensatz zur West-Ost-Richtung des früheren, misslungenen Versuchs). Nach normalem Abheben und Beschleunigen auf 200 km/h steigt der Schleppzug sachte und äusserst gleichmässig höher. Eine weite Linkskurve führt ihn auf 600 - 700 m über den Platz zurück. Anschliessend wird in sanftem Abstieg auf einer vollen Volte aus Richtung West-Ost in die Wegflugschneise eingeflogen. Dort sind am Boden einige Tuchstreifen ausgelegt, die dem Gleiterpiloten für Anflughöhen von 70 - 120 m die voraussichtlich richtige Ausklinkdistanz anzeigen. In 80 - 100 m Höhe klinkt der Gleiter aus, um nach ruhigem Gleitflug eine selten schöne Landung zu demonstrieren.

Dauer des Fluges: 12'.

Geschwindigkeitsanzeige im Steigflug ~ 200 km/h

maximal 235 "

Gleitflug 200-220"

Ueberhöhung Gleiter/Schleppflugzeug 20-30 m

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 7.03)

FP - 3902/5

Blatt 48

Max. Höhenruderausschlag: Abheben -8° , Steigflug $-4,5$ bis $-1,5^{\circ}$
 Neigung der Rumpfachse im Gleitflug: $\gamma = (\alpha - \varepsilon) = +6 + 7^{\circ}$
 (Aus Film Aerotopograph vermessen).

Bald nach dem Wegstarten meldet Hr. Laederach: "Fliegt sehr gut" -
 - "Wunderbar, wunderbar". Während des Abstiegs im Schlepp bekommt
 der Gleiter Tendenz zum Linkshängen, was als Folge eines leichten
 Schiebens durch unsymmetrischen Seilzug (seitlich versetztes Flie-
 gen) zu erklären ist und vom Piloten durch Querruderausschlag
 korrigiert wird.

Beilagen Nr. 4 und 5 sind Kopien des Funkprotokolls und des Flug-
 rapportes Nr. 6573 für den Erstflug.

Im Flugzeugrapport des zweiten Gleiterfluges bemerkt der Pilot
 u.a.: "Während diesem Flug konnte ich einwandfrei feststellen,
 dass der im Flugrapport Nr. 6573 erwähnte Querruderausschlag wirk-
 lich von unsauberem Fliegen herrührte."

Es ist verständlich, dass der Erstflug bei den Beteiligten ein-
 schliesslich der gesamten Belegschaft des F+W mit grosser, durch
 die verzögernden Startschwierigkeiten gesteigerter Spannung er-
 wartet und verfolgt wurde, wofür die Eintragung aus dem Tagebuch
 des Chefkontrolleurs Hr. Favri Zeugnis ablegen mag (Beilage Nr.6).

7.04 Einweisungsflüge und Funktionsprüfungen

In den Flügen 2 - 16 werden die Ausklinkhöhen sukzessive bis auf
 4000 m/M gesteigert und mit Rücksicht auf den Piloten nur wenige,
 provisorische Messungen durchgeführt, soweit deren Resultate für
 die Weiterführung des Programms wichtig sind. Bei den länger wer-
 denden Schlepp- und Gleitflügen erhält der Pilot Gelegenheit,
 sich über die fliegerischen Eigenschaften des Gleiters ein Bild
 zu machen. Zu diesem Zweck werden in sicherer Höhe auch Spiralen
 und Wechselkurven eingeschaltet.

Abschrift:

bearbeitet:

geprüft

Ger

Lan

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 7.04)

FP - 3902/5
Blatt 49

Der Pilot urteilt günstig über das Verhalten des Gleiters, beanstandet aber hinsichtlich der Steuerung die Schwergängigkeit und hohe Massenträgheit des Querruders, die "beim Einleiten von Kurven" "normalerweise leicht zum Uebersteuern führen".

Für besondere Versuche werden Flughöhen oberhalb 2000 m/Grund benützt; die restliche Höhe bleibt vorläufig dem Landeanflug reserviert, bestehend aus einer weiten 360°-Volte, die in geeigneter Höhe in die Einflugschneise mündet.

Die Landungen sind ausnahmslos gut. Schon beim 2. Flug liest der Pilot unmittelbar vor dem Absetzen eine Geschwindigkeit von nur 140 km/h ab.

Nach Umbau auf die kleineren Taifun-Räder kann nun die Einziehbarkeit des Fahrwerks fertiggestellt werden; gleichzeitig erfolgt der Einbau der vollständigen Registrierapparatur.

Die nachfolgenden Flüge 17 - 21 dienen der Funktionsprüfung von Geräten und Fahrwerk sowie der Einweisung in deren Bedienung und Wirkung. Das Ein- und Ausfahren des Fahrwerks geschieht vorerst nur im Schleppflug, später das Wiederausfahren im Gleitflug; Ergebnis:

- | | |
|------------------------------|---|
| a) Zeit für Einfahren 21-28" | } je nach Fluggeschwindigkeit
und Temperatur |
| Zeit für Ausfahren 13-20" | |

Bei $v_A \approx 230$ km/h behindern die Luftkräfte das volle Einfahren; für die Betätigung wurden 200-220 km/h vorgeschrieben.

b) Mit eingezogenem Fahrwerk fliegt der Gleiter wesentlich ruhiger und angenehmer, nach der Schilderung des Piloten "wie geölt".

c) Das Ein- und Ausfahren verursacht eine merkliche Aenderung des

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

Längsmoments.

d) Die Steiggeschwindigkeit des Schleppzuges verbessert sich mit dem Einfahren wesentlich: von vorher rund 3,5 m/s auf 4,5-5,0 m/s bei Reiseleistung.

Die Funktionsprüfungen der Mess- und Registriergeräte ermöglichen (mit Neueinstellungen und Verbesserung der Lagerung) ein Abtasten des vorläufigen Versuchsbereichs und erzeugen Anstellwinkel von $15^{\circ} + 1^{\circ}$ bei Fluggeschwindigkeiten von 210 + 405 km/h. Ab Flug 20 wird damit begonnen, den Einfluss der Schwerpunktlage zu beobachten (Vorschieben des SP auf 56,0% beim 20. und auf 55,5% t beim 21. Flug).

Flug 21 führt leider zu einem Zwischenfall mit Notlandung und ernstlicher Beschädigung des Gleiters:

Im Schleppflug auf etwa 500 m/Grund fliegt die Kabinenhaube des Gleiters weg (wahrscheinlich infolge unbeabsichtigter Betätigung der Auslösung). Der Pilot entschliesst sich zu sofortiger Landung und klinkt aus. Er hat für die normale Landung noch eine halbe Volte zu fliegen, täuscht sich aber im Höhenverlust; denn das Fehlen der Haube einerseits und die stärkere Schwerpunktvorlage (vermehrter HR-Ausschlag) verschlechtern den Gleitwinkel. Vor dem Einbiegen in die Anfluggerade erkennt Hr. Läderach, dass er zu tief ist, worauf er mit einer brüsken Rechtswendung auf eine günstig gelegene Wiese zwischen Flugplatz und Dorf Emmen zusteuert. Das Pech will es, dass kurz vor diesem Gelände das Fahrwerk ein hohes Kornfeld berührt, wodurch das Flugzeug vornüber kippt und mit dem Bug aufschlägt.

Der Pilot ist nur unbedeutend verletzt, der Gleiter hauptsächlich am Rumpfvorderteil beschädigt, Schäden und Reparaturen siehe Konstruktionsbericht; Situationsplan der Notlandung auf Blatt 92a.

Totale Gleiter-Flugzeit bisher: 6^h 34 min.

Abchrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft

Ha

20.1.50

7.05 GeschwindigkeitseichungVergleichsmethode im Schlepp- & Freiflug:

Nach Reparatur des Gleiters und neuen Kontroll- und Einweisungsflügen war als Auftakt zu den Messungen eine Eichung der Geschwindigkeitsanzeige im Flug vorzunehmen.

Die übliche Methode - Hin- und Rückflug über einer Messbasis auf niedriger Höhe - erschien für den Schleppzug zu riskant. Als Ersatz wurde die Basiseichung mit dem Schleppflugzeug allein durchgeführt und hierauf im Schleppflug ein Vergleich der Anzeigen in beiden Flugzeugen vorgenommen (durch gleichzeitige Ableseungen in stationärem Horizontalflug des Schleppers auf bestimmten Geschwindigkeitsstufen).

Diese Eichung im Schlepp mit C-3604 war praktisch bei Geschwindigkeiten zwischen 200 und 350 km/h durchführbar, dagegen im Langsamflug aus Sicherheitsgründen nicht angängig. Es wurde deshalb versucht, einen entsprechenden Vergleich im Freiflug durch Parallelfiegen mit einem basisgeeichten NORECRIN-Flugzeug anzustellen (Flug 47), und zwar im Bereich $v_A = 190 - 160$ km/h. Ein gleichmässiges Nebenherfliegen war jedoch infolge der relativ höheren Sinkgeschwindigkeit des Gleiters schwierig und bei ausgefahrenem Fahrwerk gar unmöglich.

Ergebnis dieser Vergleiche:

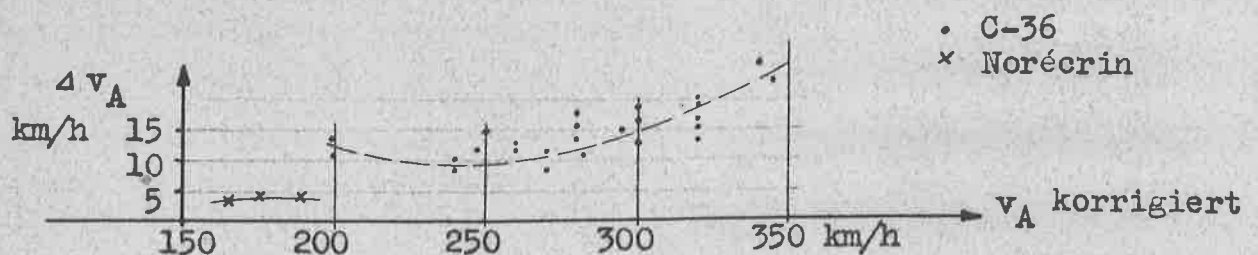


Fig. 13

Abschrift:

Ger

bearbeitet von:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

Definitive Eichung mittels Schwenkdüse: Es ist klar, dass die vorgenannten Ergebnisse keine zuverlässige Eichkurve für die Auswertung der Gleitermessungen liefern; Ungewissheit verbleibt insbesondere im Langsamflugbereich. Dies führte später, anlässlich des Umbaus für die III. Etappe, zur Montage einer praktisch von Einbaufehlern freien Schwenkdüse (Abschnitt 4.2.). Paralleles Registrieren der Druckanzeigen beider Düsen im Kinorekorder während der Flüge 58 - 64 erlaubte es, ohne spezielle Flüge definitive Eichkurven für die Leitwerkdüsenanlage zu erstellen (gültig für alle Messungen, da Einfluss der Kabinenform auf Fehlanzeigen vernachlässigbar klein).

Zusätzliche Untersuchungen liessen unterdessen die Hauptkomponenten der Fehlanzeigen seitens der Leitwerkstaurohranlage erkennen:

"Statischer" oder Einbaufehler, untersucht im grossen Windkanal mittels analoger Staurohranordnung am grossen Modell N-20 (Bericht FP 314/6);

"Dynamischer" oder Trägheitsfehler, untersucht mit Hilfe der Unterdruckkammer an einer kompletten Anlage mit gleichen Volumen- und Durchflussverhältnissen wie am Gleiter (Bericht FP 511/1).

Der im Wesentlichen durch die Tragwerkzirkulation bedingte Einbaufehler nimmt naturgemäss mit wachsendem Anstellwinkel zu und erreicht (ohne Rumpflappen) bei $\alpha = 16^\circ \sim 6,5\%$ und bei $\alpha = 20^\circ \sim 15\%$ von q.

Der Trägheitsfehler ist bedingt durch das Nachhinken des Druckausgleichs in der Messanlage im Fall von instationären Vorgängen. Zu letzteren zählt auch, was beim Gleiter speziell nachteilig ist, die Höhenänderung: Verspäteter Ausgleich des atmosphärischen Drucks wirkt sich (praktisch nur über den statischen Druckteil) beim Gleitflug als Mehranzeige im Staudruck aus; dieser Fehleranteil ist direkt von der Sinkgeschwindigkeit ab-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

hängig.

Das Nachhinken der Anzeige wird umso stärker, je grösser das Gesamtvolumen der am Staurohr angeschlossenen Gefässe und Leitungen ist. Bei der Leitwerkdüse mit Anschluss der Fahrt- und Höhenmesser von Pilotenbrett, Kinorekorder und Achtfachschreiber sowie von zwei Variometern wird dieses Volumen erheblich gross.

NB: Die Schlepp- und Freiflug-Vergleichsmethode erfasst obige Fehleranteile nicht genügend:

1) Im horizontalen Schleppflug fiel der dynamische Anteil der Höhenänderung weg. Hinzu kam dagegen ein Fehler aus Ungleichförmigkeiten des Gleiterfluges. Der Schleppzug als Ganzes stellt ein Schwingungsgebilde dar, wobei die Elastizität und der Durchhang des schweren Seiles eine wesentliche Rolle spielen. Wie die Staudruckschriebe beweisen, vollführt der Gleiter in ziemlich regelmässigen Pulsationen ein wechselndes Voreilen und Zurückbleiben. Die Schwingungsdauer dieser Pulsation beträgt rund 9 sec, die Staudruckschwankung je nach Reaktion des Piloten $\pm (3 + 6)\%$. - Da die Geschwindigkeiten quadratisch in den Staudruck eingehen, liefert die mittlere Staudruckanzeige einen über dem Mittel liegenden Geschwindigkeitswert.

2) Das Vergleichsflugzeug NORECRIN wies gegenüber der Basisleistung ebenfalls eine dynamische Mehranzeige aus der Sinkgeschwindigkeit auf.

Eichkurven: Für den wichtigsten Fall (Fahrwerk EIN, ohne Rumpflappen) ist die Eichkurve auf Blatt 53a gezeigt.

Die theoretischen Fehler sind in ihrer Abhängigkeit von α und v_{sink} aus Windkanalpolaren errechnet, und zwar für $G/F = 78 \text{ kg/m}^2$ und S.P. in 56,56 %t; dass die effektiven Fehlanzeigen (vor allem im oberen V-Bereich) grösser sind, dürfte in erster Linie mit grösserem dynamischem Fehler zusammenhängen, verursacht durch erhöhte Sinkgeschwindigkeit des Gleiters sowie durch Temperatur- und Luftdichte-Einfluss, der im Laboratoriumversuch nicht enthalten ist.

Die Eichkurve ist auf die Schwenkdüsenanzeige (abzügl. Instrumentenfehler) als richtigen Wert V_A bezogen. Lediglich am Ver-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

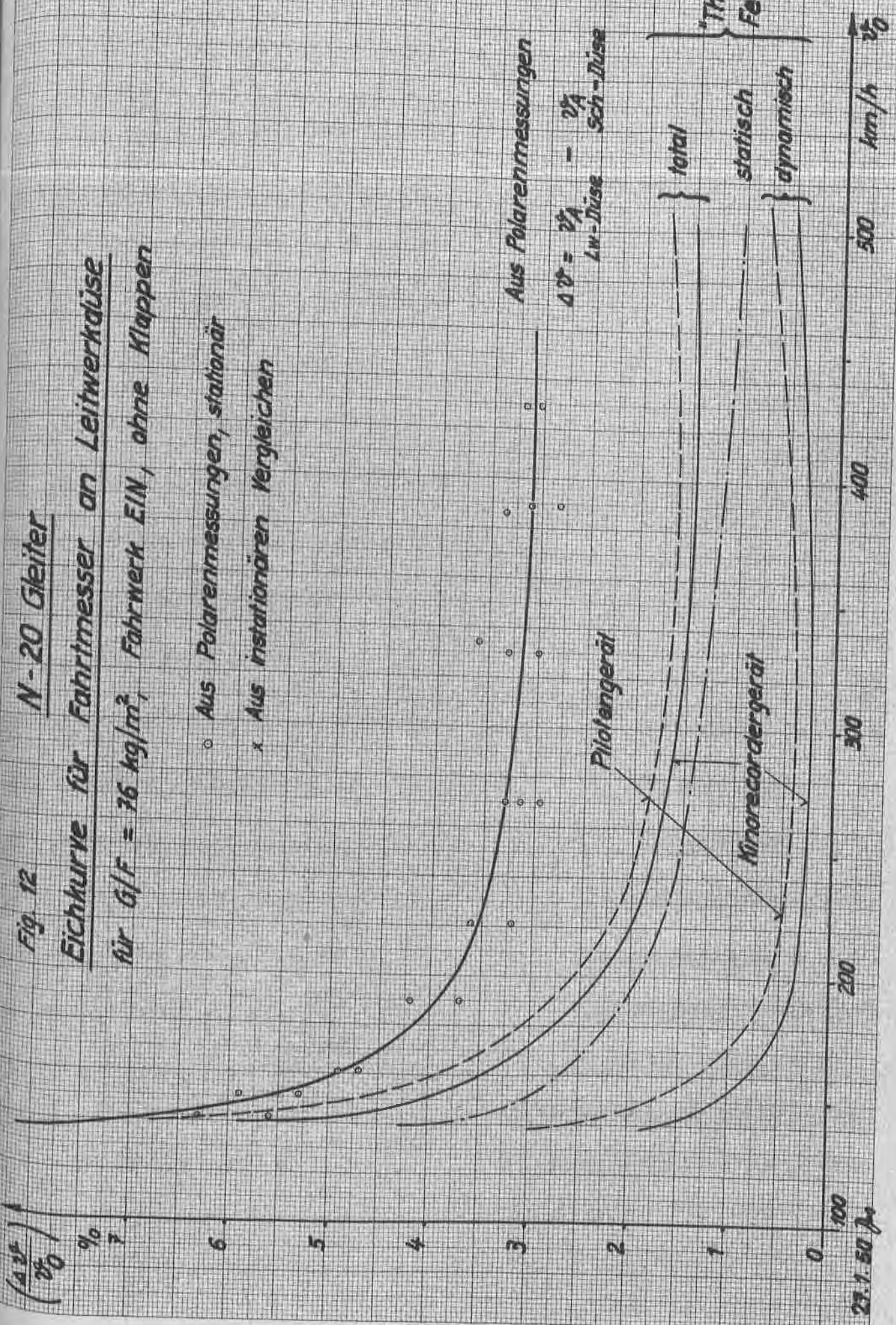
Ha

20.1.50

Fig. 12
N-20 Gleiter

Eichkurve für Fahrtmesser an Leitwerkdüse
für $G/F = 76 \text{ kg/m}^2$, Fahrwerk EIN, ohne Klappen

- Aus Polarenmessungen, stationär
- x Aus instationären Vergleichen



23.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 7.06)

FP - 3902/5

Blatt 54

gleichsfahrtmesser des Kinorekorders angeschlossen, liefert die Schwenkdüse laut Bodenversuch als Trägheitsanteil:

- beim Gleitflug (Änderung des statischen Drucks) keine messbaren Fehler,
- beim Landevorgang (Änderung des Staudrucks) eine Mehranzeige von $0,1 + 0,5\%$ bezüglich $v_A = 200 - 135$ km/h;

die Leitwerksdüse

- beim Gleitflug: $0,3 + 2,5\%$ bei $v_A = 240 + 135$ km/h
- beim Landevorgang: $0,2 + 1,3\%$ bei $v_A = 200 + 135$ km/h

(beides am Kinorekordergerät abgelesen und auf v_A bezogen).

7.06 Untersuchung von Querruder-Vibrationen

In Verbindung mit den Fahrtmesser-Vergleichsflügen wurde als Vorbereitung für die Abkippsversuche und Polarenmessungen untersucht, in welchem Geschwindigkeitsbereich annehmbare Handkräfte ohne Trimmklappenausschlag erhalten bleiben und welcher Klappenausschlag jeweils für das volle Austrimmen erforderlich ist. Hierbei beobachtete der Gleiterpilot im Flug 26 erstmals Störungen am Querruder: Bei $v_A = 292$ km/h traten während der Verstellung der Trimmklappe mit Erreichen des ausgetrimmten Zustandes (Entlastung des Hauptruders) Schüttelbewegungen des Querrudersystems samt dem Steuerknüppel auf. Mit dem Rückstellen der Trimmklappen (= Anbringen von Ruderlast) verschwand das Phänomen sogleich.

Die gleiche Erscheinung wurde im Ausland an modernen Flugzeugtypen schon mehrfach beobachtet. Sie hängt offenbar mit labilen Druckverhältnissen nahe der Hinterkante zusammen. Zur Behebung am Gleiter wurden verschiedene Massnahmen versucht, nämlich:

Abschrift:

Ger

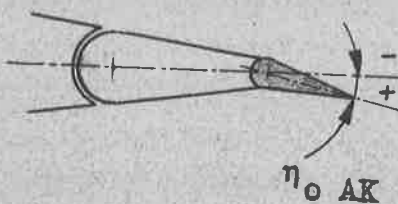
bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

Flug	Massnahme	η_{oAK}	Ergebnis (v_A gemäss Gleiteranzeige)
27	<u>Vorspannung Steuerungs-Kabel</u> von 20 auf 30 kg erhöht	0°	Gleiches Schütteln und gleicher Trimmklappeneinfluss, aber erst bei 333 km/h. Bei Vorstufen 291 und 317 km/h fühlbares Labilerwerden des QR, aber keine Anregung.
28	<u>"Aerodynamisches Vorspannen" durch Vorausschlag der Ausgleichklappen (η_{oAK})</u>	+5°	Keine Vibration; Versuche bis 363 km/h. Grosse Hecklastigkeit. Starke Unsymmetrie (aus AK-Einstellung) macht schnelleres Fliegen unmöglich.
29		+3°	Keine Vibration, bis 362 km/h untersucht (dort Abbruch wegen Motorstörung).
30 bis 33	 <p>(am linken und rechten Haupttruder identisch)</p>	+2°	Keine Vibration; Schlepp bis 340 km/h, Freiflug bis 400 km/h. Beim 30. Flug noch leichte Unsymmetrie im Schlepp und Freiflug. Später in Ordnung, aber Vertrimmung noch unerwünscht gross.
34 bis 36		+1°	Im Schlepp $v_A \leq 338$ km/h; keine Vibration. Im Freiflug bei 331 km/h wieder die gleiche Erscheinung und bei tieferen Stufen typisches Schwinden der Handkraft.
37	Vorausschlag nach oben	-2°	Keine Vibration; $v_A \leq 360$ km/h. Bei max. v Schwinden der Handkraft. Unzulässig grosse Kopflastigkeit.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 7.06)

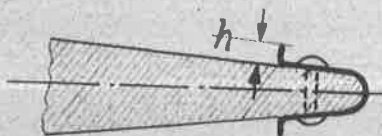
FP - 3902/5

Blatt 56

38 Störkanten an Hinterkante
(exkl. Ausgleichkl.) HR

0°

Keine Vibration; $v_A \leq 360$ km/h.
Einfluss auf Betätigungskräfte:
QR "sehr hart", bei max.v übermässig.
HR relativ leichtgängig, auch bei max. v!
SR relativ ungenügend spürbar.



$h = 4$ mm

39 dito, $h = 3$ mm

0°

QR bis 360 km/h sehr gut, "einwandfrei"; bei 420 km/h (max). wieder leichtes Schwinden der QR-Handkraft.
SR besser fühlbar.

Zusätzlich Störkanten am Seitenruder (nur oberhalb Ausgleichkl.)

Die letztgenannte Ausführung wird beibehalten; in der Folge ist auch bei gesteigerten Geschwindigkeiten nach dem Umbau (bis max. $v_A = 507$ km/h beim Flug 58) keine Wiederkehr der Querrudervibrationen festzustellen.

Anmerkung:

(1) Die im Flug 28 und 30 gemeldete Unsymmetrie äussert sich in einer Tendenz zum Linkshängen und war mindestens teilweise durch ungleiche Einstellung der Ausgleichklappen am rechten und linken Ruder verursacht. An der Hinterkante der 100 mm tiefen Klappen gemessen, betrug die Differenz

im Flug 28: $\sim 1,0$ mm = $0,6^\circ \eta_0 AK$;

im Flug 30: $\sim 0,2$ mm (nach Korrektur in solcher Grösse war Hängetendenz behoben!)

(2) Die Querruderbewegungen des Schüttelns sind im Schrieb nicht zuverlässig identifizierbar (Anzeigetragheit).

7.07 Abkipppversuche

Vorbereitung: Da im Abkippen notfalls die Rakete eingeschaltet werden soll, muss der Pilot vorgängig mit deren Wirkung im Flug (bezgl. Schub und Schwerpunktverlagerung) vertraut gemacht und schrittweise

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 7.07)

FP - 3902/5

Blatt 57

der Start mit dem erhöhten Gleitergewicht verwirklicht werden. Auch wird als Ausgangspunkt der Freiflug mit $\alpha = 15^\circ$ näher beobachtet.

Ein Abbrennen der Rakete (41. Flug) erfolgt im Horizontalflug auf $H \sim 3000 \text{ m/M}$. Wirkung:

	v_A Gleiter	v_{eff}
Beginn	199 km/h	221 km/h
Ende	298 "	336 "
Eff. Geschwindigkeitszunahme		115 "

Anfänglich Rakete in Mittelstellung; Schub deutlich spürbar, jedoch keine Momentenänderung. Verstellung der Rakete in beide Endlagen bringt "ziemlich grosse Momentenänderungen, mit Höhensteuer gut beherrschbar". Verstellzeit aus Mittel- bis in jede Endlage $1,5 + 2,0''$. Nach Abbrennen spürbar kopflastig.

Durchführung: Flüge 42 - 44 Abkippsversuche mit eingefahrenem, Flüge 45 - 46 mit ausgefahrenem Fahrwerk, je mit verschiedenen Nasenklappenstellungen β_{NK} , alle Flüge mit Schwerpunkt in 56,0%. Anstellwinkelanzeige am Pilotenbrett, Ablesung und Flugverhalten laufend am Funk gemeldet. Rakete zündbereit.

Alle Versuche mit Trimmklappen in Nullstellung.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

Ergebnisse

Flug	Ausschlag Nasenkl.	α	Abkippen bei		Verhalten beim Abkippen
			$v_{\text{Abl.Pilot}}$	$v_{\text{A korr.}}$	
			km/h	km/h	
<u>FAHRWERK EIN</u>					
42	0°	18,0- 18,2°	148	138-139	Ziemlich brüskes Abkippen mit seitlichem Abdrehen nach rechts oder links (3 Versuche)
44	0°	18,2°	148	138-139	Brüskes Abkippen, Abdrehen links (1)
44	2°	18,8°	148	138-139	Brüskes Abkippen, Abdrehen links (2)
42	3-4°	20,1°	142	132	Ziemlich brüsk, Abdrehen rechts (1)
44*	4°	19,5°	143	133	Brüsk, Abdrehen links (1)
44*	6°	19,8°	143	133	Ziemlich brüsk, Abdrehen rechts (1)
44*	8°	20,5°	140	130	Ziemlich brüsk, Abdrehen rechts (1)
43	8°	21,0°	140	130	Ziemlich brüsk, Abdrehen rechts (1)
43	16°	22,0°	138	127-128	Ziemlich brüsk, Abdrehen rechts (1)
43	24°	22,2°	136	125-126	Ziemlich brüsk, Abdrehen rechts (1)
<u>FAHRWERK AUS</u>					
46	0°	18,8	140-150	130-140	Langes Durchsacken geradeaus, dann seitliches Pendeln und Abdrehen. Abkippen gutmütiger als ohne Fw. Wegen Rütteln ist Vorwarnung nicht mehr spürbar und Fahrtable- sung z.T. schwierig.
46	4°	20,1	140-150	130-140	
46	8°	20,2	148	139	
46	16°	21,8	145	135	

* Flug 44 in böiger Atmosphäre, beschleunigt z.T. das Abkippen.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

Die wichtigsten Daten aus den Abkippsversuchen sind auf Beilage 7 zusammengestellt, wobei nur Messwerte aus Zuständen unmittelbar vor Beginn des Abkippens verwendet sind.

Auftriebsbeiwerte: Die eingetragenen c_a -Werte sind aus c_r umgerechnet gemäss zugehörigen Sinkgeschwindigkeiten; das Ausfahren des Fahrwerks bringt hierin eine verstärkte Abminderung. - Für normale S.P.-Lage von $\sim 56,5\%$ statt $56,0\%$ erhöhen sich die angegebenen Werte um $\Delta c_a = 0,010 + 0,012$.

Höhenruderausschläge: Diese bleiben mit $10 + 13^\circ$ (bei geschlossener Nasenklappe) überraschend klein, wobei für Normalschwerpunktslage noch ein Abzug von $2,1 + 2,3^\circ$ gegenüber diesen Messungen anzubringen ist. Ein Vergleich mit Windkanalresultaten erfolgt später (Beilage 12).

Höhensteuer-Handkraft beim Ueberziehen (ohne Vertrimmung); nach Angaben des Piloten:

	<u>Handkraft</u>
Fahrwerk EIN, Nasenklappen $0 + 4^\circ$ -	Mässiges Stossen
" " , " 8° -	Leichtes bis mäss. Ziehen
" AUS, " $0 + 16^\circ$ -	Kräftiges Ziehen

NB: Zahlenmässiger Vergleich anhand Rudermomentenmessungen ist nicht möglich, da im überzogenen Flugzustand infolge Erschütterungen der betr. Schrieb unleserlich ist.

Ruderwirkung: Auch bei starker Anstellung liegt das Flugzeug noch gut an den Steuern; die Querruder bleiben auch im überzogenen Zustand wirksam. Beim rückführenden Nachstossen nach dem Ueberziehen folgt das Flugzeug nur träge.

Im Gesamten ist der Abkipppcharakter als harmlos und mit ausgefahrenem Fahrwerk als besonders gutmütig zu bezeichnen. Truderversuche wurden nicht durchgeführt.

Auschnitt:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 7.08)

FP 3902/5
Blatt 60

7.08 Polaren- und Stabilitätsmessungen

Die Polaren sind im Freiflug für 3 Schwerpunktlagen gemessen, nämlich:

Schwerpunkt in 56,3 % t (Flüge 48-50)
 55,4 % t (" 51-54)
 54,5 % t (" 55-57)

und zwar durchwegs mit Nasen- und Trimmklappen in Nullstellung.

Vorgang:

Ausklinken in ca. 5000 m/M;

Erfliegen von 2 Polarenpunkten, H = 5000 → 3500 m/M;

Ausfahren des Fahrwerks;

Erfliegen von 1-2 Polarenpunkten, H = 3000 → 2000 m/M;

Anflug und Landung. -

Im Steigflug laufende Messung der Aussentemperatur durch den Beobachter im Schleppflugzeug.

Jeder Polarenpunkt ist in einem möglichst stationären Zustand untersucht, den der Pilot anhand der Fahrtmesseranzeige während 20 - 30 sec. einhielt und nach erfolgter Stabilisierung am Kinorekorder in zwei getrennten Phasen registrierte. Als stationäre Geschwindigkeitsstufen jeder einzelnen SP-Lage waren gewählt:

Fahrwerk	1. Flug	2. Flug	3. Flug	Anzahl Messpunkte je Polare
EIN	v _A 400	280	200	} 6
"	(km/h) 340	230	170	
AUS	230	200	170	3

Nach erfolgtem Umbau für die Versuchsetappe III (mit der abgeänderten Kabinenform) wurde nochmals eine Polare vermessen, um für die Beurteilung der Hochgeschwindigkeitseinflüsse eine zuverlässige Ausgangsbasis zu schaffen. Die Wirkung der Schwerpunkts-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

lage dürfte hierbei als unverändert angenommen werden. Die Messung erfolgte für folgende Zustände:

	Flug 59	Flug 60	Flug 61
v _A	440	280	180
(km/h)	400	230	170
	340	200	160
			150

durchwegs mit Fahrwerk
EIN und Schwerpunkt in
56,3 % t

Bei allen Polarenflügen war das Anzeigegerät des Anstellwinkelmessers im Kinorekorder eingebaut; dank der präzisen Pilotierung betrug die Variation der α -Anzeige innerhalb einer Stufe maximal $\pm 0,2^\circ$ bei grossen und $\pm 0,1^\circ$ bei kleinen Anstellwinkeln, diejenige der Geschwindigkeitsanzeige $\pm 1,5$ km/h (in Ausnahmefällen bei oberen Geschwindigkeitsstufen $\pm 2,5$ km/h). Die erste Stufe jedes Fluges zeigt gewöhnlich stärkere Abweichungen vom stationären Zustand. Die Auswertung basiert auf Mittelwerten der Stufen.

Auch bei sorgfältigster Durchführung und Auswertung der Messungen verursachen naturgemäss die atmosphärischen Einflüsse (Auf- und Abwinde sowie Böigkeit) eine unvermeidliche Streuung der Messergebnisse.

Ergebnisse:

Beilage 8 gibt die Geschwindigkeitspolare des Gleiters für die hinterste SP.-Lage der Polarenmessungen. Die Sinkgeschwindigkeiten sind aus den Tangenten der Barogramme und zum Teil auch aus den Variometeranzeigen ermittelt, wobei die Höhenabhängigkeit der letzteren mit $k\sqrt{\rho/\rho_0}$ eingesetzt ist. (Dynamische Einflüsse und mangelnde Dämpfung machen die Vario-Anzeige des Achtfachschiebers oft unauswertbar). Im Vergleich zur V-Polare aus Messungen im Windkanal äussert sich am Gleiter im Wesentlichen eine Widerstandserhöhung im Schnellflug (wegen Vergrösserung der Kabine, diversen Spalten bei Klappen und Fahrwerk, Raketenloch-Ausschnitt, Klinken

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 7.08)

FP 3902/5

Blatt 62

etc.) und eine Auftriebserhöhung im Langsamflug (Reynolds-Einfluss). Die dem Diagramm entsprechenden Reynolds-Zahlen betragen:

Messungen im kleinen Windkanal $Re \sim 1,8 \cdot 10^6$

Gleiter-Polarenmessungen bei effektiven Flughöhen & Temperaturen $Re \sim (6,2 + 21,4) \cdot 10^6$

für $v_0 = 135 + 420 \text{ km/h}$.

Die minimale Sinkgeschwindigkeit von $\sim 4,0 \text{ m/s}$ sowie der günstigste Gleitwinkel von rund 1:15 sind - infolge gegenseitiger Kompensation der vorgenannten Einflüsse - ziemlich unverändert.

Die Auftriebsbeiwerte $c_a = f(\alpha)$ sind aufgetragen in den Beilagen

Blatt 9 für die alte Kabine,

Blatt 10 für die Hochgeschwindigkeitskabine.

In beiden Fällen ist $c_a = c_r \cdot \cos \varepsilon$ auf Grund der Gleiter-Sinkgeschwindigkeitspolare Beilage 8 abgemindert. Die Kurven verstehen sich für variablen Höhenruderausschlag, welcher Momentenausgleich bezüglich $56,3 \% t$ ergibt.

Die Gleiterkurve für die alte Kabine ist nach oben ergänzt durch die Auftriebsbeiwerte, die sich aus den Abkippsversuchen ergeben, und zwar aus quasi-stationären Zuständen beim behutsamen Annähern an das Abkippen. Die Zahlenwerte der letzteren Versuche sind korrigiert entsprechend der veränderten SP-Lage (mit $\Delta c_{a\eta}$ gemäss Windkanalversuch).

Beilage 9 zeigt vergleichsweise auch die Polarenwerte aus Messungen im kleinen und grossen Windkanal (für $c_m = 0$ bezüglich $56,56 \% t$). Die Kurve des grossen Modells gilt für $Re \sim 2,7 \cdot 10^6$ und für $\frac{q_K}{q_G} = \infty$, d.h. für stillstehendes Modellgebläse. Die Aufwertung von c_a mit der höheren Reynolds-Zahl kommt beim Gleiter markant zum Ausdruck; beim grossen Modell verschwindet sie im Bereich kritischer Anstellwinkel vorübergehend, offenbar aufgewogen durch

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 7.09)

FP 3902/5
Blatt 63

den störenden Einfluss der ausgeschnittenen Vorderkante im Flügel-mittelteil.

Die Unterschiede zwischen den Auftriebskurven mit alter und Hochgeschwindigkeitskabine sind minim und liegen im Sinn einer Parallelverschiebung um etwa $0,2^\circ \alpha$, was innerhalb der Einstellgenauigkeit des α -Gebers liegt.

7.09 Rumpflappenversuche

Die Versuche mit montierten Rumpflappen umfassten einen Einweisungsflug und zwei Flüge für Polarenmessungen auf folgenden stationären Stufen:

Flug	mit Fahrwerk EIN	AUS
63	$v_A \sim 280/220/180$ km/h	180 km/h
64	160/150/140 "	150 "

Flug 64 war gleichzeitig als Vorbereitung auf Abkippsversuche gedacht; da es sich um den letzten Gleiterflug von Herr Laederach handelte, kamen diese Rumpflappenversuche nicht gänzlich zum Abschluss.

Abgesehen von der Schwerpunktsverlagerung ($56,3 \rightarrow 55,9$ % t) - die mit Rücksicht auf die hecklastige Wirkung der Rumpflappen nicht kompensiert wurde - entsprach der Gleiter in Ausrüstung und Einstellungen bei diesen Flügen genau der vorangegangenen Periode der Polarenmessungen mit Hochgeschw.-Kabine.

Ergebnisse

Die Auftriebsbeiwerte mit Rumpflappe, $c_a = f(\alpha)$, sind auf Beilage Bl.11 dargestellt, entspr. Polare Blg.10 bezogen auf

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 7.09)

FP 3902/5

Blatt 64

SP.-Lage 56,3% unter Einrechnung des (geringen) Höhenrudereinflusses laut Windkanalversuch.

Im untersuchten Anstellwinkelbereich ist die Auftriebserhöhung vonseiten der Rumpfklappe in Grösse und Verlauf fast genau gleich wie beim Windkanalversuch:

α		16°	18°
$\Delta c_{a_{cm=0}}$	Gleiter	0,04	0,05 ÷ 0,06
	dch. R.-Klappen	0,03	0,06 ÷ 0,07

Kräftigere Beiträge der Rumpfkappen sind nach Windkanalergebnissen bei noch grösseren Anstellwinkeln zu erwarten (z.B. $\Delta c_a \sim 0,21$ bei 22°). Ob eine derartige Wirkung auch im Grossversuch - gegenüber der weiter ansteigenden Auftriebskurve des klappenlosen Gleiters - erzielbar ist, konnte leider nicht mehr nachgewiesen werden.

Verhalten des Gleiters: Bei den vorbereitenden Langsamflugversuchen mit Rumpfklappe verspürte der Pilot befremdlicher Weise schon bei $\alpha = 18,0 \div 18,3^\circ$ bzw. $v_0 \approx 130$ km/h eine Tendenz zum Abkippen: Auf der untersten Geschwindigkeitsstufe trat im ersten Versuch wie auch bei einer anschliessenden Wiederholung im Augenblick des Zeitmarkendrückens nach dem Stationärflug eine Abkippbewegung ein; diese ist nach Aussage des Piloten zwar harmlos, beginnt aber ohne Vorwarnung, plötzlich als ohne Rumpfkappen. Auch zeigt sich auf dieser Geschwindigkeitsstufe ein eigenartiges Schwanken der Höhenruderlast, indem das hecklastige Moment plötzlich verschwindet und wieder einsetzt.

Der Pilot meldete von diesem Flug starke Böigkeit im Messhöhenbereich und hält Böeneinfluss als Ursache obiger Erscheinungen für möglich. Diese Deutung wird unterstützt durch folgende Tatsachen:

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

20.1.50

- 1) Der Pilot gewann aus den Flügen 62 - 64 den deutlichen Eindruck, der Gleiter sei durch das Anbringen der Rumpfkappen labiler um die Längsachse geworden.
- 2) Im Schrieb des Flugs 64 sind die gemeldeten Abkippbewegungen nicht erkennbar (i/Gegensatz zu früheren Abkippvorsuchen, wo sich der c_a -Verlust in den Höhen- und Staudruckkurven scharf abzeichnet).
- 3) Beobachtungen im Windkanal beweisen, dass durch die Rumpfkappen die Strömung weit nach aussen, bis über die Hauptruder weg, beeinflusst wird, und zwar besonders bei kritischer Anstellung.
- Dieser Faktor lässt vermuten, dass der mit Rumpfkappen ausgerüstete Gleiter bei starker Anstellung eine erhöhte Böenempfindlichkeit besitzt (in Form von Rollbeschleunigungen bei unsymmetrischen Störungen an den Klappen).

Weitere Ergebnisse der Rumpfkappenversuche:

- Querruderbetätigung ist härter als ohne Klappe (Aussage Pilot).
- Gleiten beim Landeanflug ist etwas steiler (unterhalb $\alpha \sim 17^\circ$ dominiert laut Windkanalversuch der Widerstandszuwachs gegenüber der Auftriebserhöhung durch diese Klappen).

Betr. Rumpfkappenwirkung und Höhenruderausschlag siehe Abschnitt 8.2.

8. SPEZIELLE ERGEBNISSE

8.1. Gleitwinkel und Widerstandsbeiwerte

Aus der Geschwindigkeitspolaren und der c_a/α -Kurve ist der Verlauf der Gleitzahl $c_w : c_a$ und des Beiwertes c_w in Abhängigkeit von α

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft

Ha

20.1.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 8.1.)

FP 3902/5

Blatt 66

für den Gleiter mit alter Kabine ermittelt (Beilage Blatt 12). Da die Fluggeschwindigkeit via Schwenkdüse tatsächlich in Bahnrichtung gemessen bzw. so korrigiert ist und andererseits Gleit- und Anstellwinkel beträchtliche Werte annehmen, sind in der Umrechnung die Unterschiede zwischen $\sin \varepsilon = v_g/v$ und $\operatorname{tg} \varepsilon = c_w : c_a$ wie zwischen c_r und c_a berücksichtigt.

Im Vergleich zu den Windkanalresultaten lassen sich die Abweichungen der Kurvenbilder für kleine und mittlere α -Werte durch die schon früher erwähnten Einflüsse - grösseres Re und zusätzlicher schädlicher Widerstand beim Gleiter-deuten. Auffallend ist jedoch die Verbesserung der Gleiterkurven bei grossem α ; so ist bei $\alpha = 17^\circ$ der Gesamtwiderstand auf 65% abgemindert, das Gleitverhältnis von 1:4,3 auf 1:7,7 erhöht!

Weder der Reynolds-Einfluss noch die bestehende Unsicherheit in der Messung der Sinkgeschwindigkeit liefern eine annähernd ausreichende Begründung für diese Diskrepanz. Es ist mit grosser Wahrscheinlichkeit anzunehmen, dass der Windkanal für diese Zustände übermässige c_w -Werte ergibt, indem das stark angestellte Modell Versperrungseffekte verursacht.

8.2. Höhenruderausschlag im stationären Flug

Die im stationären Freiflug (in den Polarenflügen) gemessenen Höhenruderausschläge

$$\eta c_m = 0$$

für 3 Schwerpunktlagen sowie für ein- und ausgefahrenes Fahrwerk sind aus Diagramm Beilage 13 ersichtlich. Wiederum wurden zur Ergänzung der Kurve SP. 56,3% die Ergebnisse von quasi-stationären Zuständen während der Abkippsversuche herbeigezogen, unter Umrechnung auf die hinterste SP.-Lage nach der Beziehung:

Abschrift:

Ger

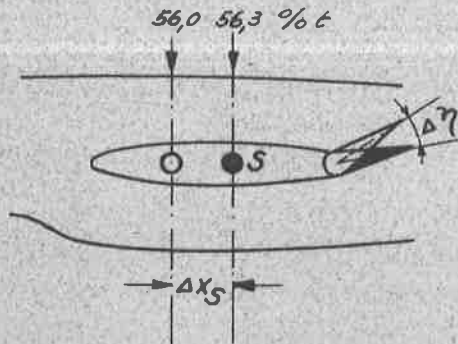
bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50.



$$\Delta M \approx \Delta X_S \cdot G$$

$$\Delta c_m \approx \frac{\Delta X_S \cdot G}{l} \cdot \frac{1}{F} \cdot \frac{1}{q}$$

$$\approx \frac{\Delta X_S \cdot c_a}{l}$$

$$\Delta \eta \approx \frac{\Delta c_m}{\frac{\partial c_m}{\partial \eta}}$$

$\frac{\partial c_m}{\partial \eta}$ gemäss Windkanalversuch für betr. α -Wert eingesetzt.

Für die Umrechnung von Auftriebsbeiwerten auf veränderte SP.-Lagen, wie z.B. unter Ziffer 7.08, ergibt sich weiter:

$$\Delta c_{a\eta} = \Delta \eta \cdot \frac{\partial c_a}{\partial \eta} = \Delta c_m \cdot \left(\frac{\partial c_a}{\partial c_m} \right)_{\eta}$$

Da es sich in allen vorkommenden Fällen um geringe HR-Anteile handelt, spielen allfällige kleine Abweichungen der effektiven c_m - & c_a -Gradienten gegenüber dem eingesetzten Windkanalwert keine Rolle.

Resultate:

Wie Beilage 13 zeigt, ist die Streuung der gemessenen HR-Winkel bei hohen Geschwindigkeiten relativ gross (mit $\sim \pm 0,5^\circ$ erreichen Hysterese plus Kontinuitätsfehler der Anzeige die Grössenordnung des effektiven Ruderausschlags). Die Kurvendaten unterhalb $\alpha \sim 4^\circ$ sind deshalb wenig zuverlässig.

SP.-Lage: Das Gesamtbild des Diagramms zeigt deutlich, dass die Schwerpunktsverschiebung den für Momentenausgleich erforderlichen HR.-Ausschlag mit zunehmendem α stärker beeinflusst:

SP.-Verschiebung von 56,3 auf 54,5% t
 vergrössert $\eta_{cm=0}$ $\left\{ \begin{array}{ll} \text{von } 0^\circ & \text{auf } -2^\circ \\ \text{von } -4^\circ & \text{auf } -9^\circ \end{array} \right.$ bei $\alpha = 5 \div 6^\circ$
 bei $\alpha = 13 \div 14^\circ$

Abschnitt:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft

Ha

20.1.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 8.2.)

FP 3902/5
Blatt 68

Fahrwerk: Das kopflastige Moment des ausgefahrenen Fahrwerks geht günstigerweise mit zunehmendem α stark zurück und scheint bei Anstellung in der Grössenordnung von rund 20° ganz zu verschwinden; bei mittleren Anstellwinkeln entsprechend normalem Lande-Gleitflug erfordert es am Gleiter einen zusätzlichen Höhenruderausschlag von $4 - 5^\circ$.

Kabinenform: Die strömungstechnisch günstigere Form der Hochgeschwindigkeitskabine beeinflusst den Höhenruderausschlag nicht wesentlich (Beilage 14). Das Moment wird im Vergleich zur alten Form hecklastiger, und zwar besonders bei kleinen Anstellwinkeln (grössere Sogkräfte an neuer Haube, gegenüber lokalen Ablösungen an der ursprünglichen?).

Wie bei den c_a -Diagrammen ergibt sich eine bessere Uebereinstimmung der beiden Kurven, wenn eine kleine Verschiebung der Null-einstellung am α -Geber (wie sie über die Umbauperiode kaum vermeidlich war) in Rechnung gestellt wird.

Das Kurvenblatt 14 zeigt für gleiche SP.-Lage auch den laut Windkanalversuch erforderlichen HR.-Ausschlag. Seine Abweichung gegenüber den Gleitermessungen ist im Bereich kleiner Anstellwinkel für die Hochgeschwindigkeitskabine geringer als für die weniger modellähnliche alte Form. - Auffallend ist schon hier, dass bei starker Anstellung am Gleiter wesentlich kleinere Aufwärtsschläge nötig sind als nach Windkanalexperiment.

8.3. Stabilitätsdaten

Die Polarenmessungen mit verschiedenen SP.-Lagen erlauben es, einen Zusammenhang zwischen Ruderausschlag und Längsmoment aufzustellen; mittels der im vorstehenden Abschnitt aufgestellten Beziehungen lassen sich die η -Kurven der Beilage 13 in Kurvenstücke

Abschritt:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft:

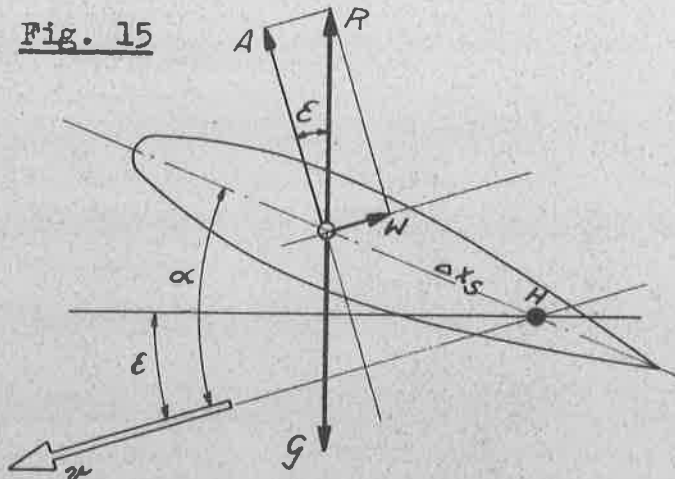
Ha

20.1.50.

$c_m = f(\alpha)$ für jeweils konstante η -Werte verwandeln. Die Kombination mit den gemessenen Polaren führt schliesslich zu einer Schar von c_a - c_m -Kurven mit η als Parameter.

NB. Der Einfluss von c_w auf c_m ist vernachlässigbar, weil:

Fig. 15



$$R = -G \text{ (Stationärer Flug)}$$

$$M_H = R \cdot \Delta X_S \cdot \cos(\alpha - \epsilon)$$

$$= \frac{A}{\cos \epsilon} \cdot \Delta X_S \cdot \cos(\alpha - \epsilon)$$

$$c_{mH} = c_a \cdot \frac{\Delta X_S}{t} \cdot \underbrace{\frac{\cos(\alpha - \epsilon)}{\cos \epsilon}}_K$$

Koeffizient K ergibt sich aus den Gleitermessungen zu (1-0,006) für grösste und (1+0,003) für kleinste Anstellwinkel der Stabilitätskurven.

Als charakteristisches Mass für die statische Stabilität des Flugzeuges ist aus der Neigung der letzteren Kurven, c_m c_a , die Lage des Neutralpunktes bestimmt; siehe Beilage 15, oben (Kurven ξ_N).

Die Vergleichskurve zeigt, dass sich der Neutralpunkt in der Windkanalmessung mit zunehmendem Anstellwinkel gleichmässig rückwärts, in stabilem Sinne, verschiebt. Beim Gleiter ist diese Neutralpunktswanderung weit weniger ausgeprägt und nicht linear, sondern allmählich wachsend. Es sind z.B.

für α zunehmend von	5°	auf	17°	$\Delta \xi_N$	5,7°
ξ_N { Gleiter	~	58 % t	62 % t	4 % t	
Windkanal	~	58 % t	69,5 % t	11,5 % t	

Das zugehörige Restmoment bezüglich der Neutralachse, ausgedrückt durch c_{m0} , ist unter dem ξ_N -Diagramm dargestellt. Auch hier ist eine wesentliche Abminderung gegenüber den hecklastigen c_{m0} -Werten der Windkanalresultate festzustellen.

Wohlverstanden gelten diese Kurven ξ_N und c_{m0} (entsprechend der

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft

Ha

20. 1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 8.3.)

FP 3902/5

Blatt 70

Voraussetzung einer stationären Freiflugmessung) für fortschreitend veränderten Höhenruderausschlag, nämlich für den η -Wert des Momentenausgleichs um die Bezugsachse. Diese liegt für die Gleiteruntersuchung bei 56,3 % t. Die Windkanalmessungen sind durchwegs auf 56,56 % t bezogen; die eingetragenen

Parameterwerte	η	=	0°	-5°	-10°
entsprechen bezügl. 56,3%t			$-0,3^\circ$	$-5,4^\circ$	$-10,7^\circ$

Es ist auch zu erwähnen, dass die im Gleiterversuch erhaltenen Kurvenstücke $c_a - c_m$ für η konstant, die obigen Daten zugrunde liegen, im Einklang mit den Windkanalmessungen einen gekrümmten Verlauf zeigen, wie er für das Flugzeug N-20 typisch und eigenartig ist. f_N und c_{m0} sind demzufolge für den jeweiligen η -Wert nur innerhalb eines beschränkten c_a -Bereiches definitionsgemäss "neutrale" Grössen. - Vergl. Bl. 70a.

Die Gegenüberstellung der Neutralpunktlagen lässt erkennen, dass der Gleiter im Langsamflug weniger kopflastig ist, als nach Windkanalresultaten zu erwarten wäre. Die im Grossversuch festgestellte Verminderung der erforderlichen Höhenruderausschläge ist auf diese Tatsache und nicht etwa auf vermehrte Höhenruderwirkung zurückzuführen.

8.4. Höhenruderwirkung

Ebenfalls auf Grund des Diagramms $\eta = f(\alpha)$ von Beilage 13 kann für den in den Polarenmessungen untersuchten Betriebsbereich die Wirkung des Höhenruderausschlages auf das Längsmoment ermittelt werden, und zwar aus den η -Differenzen für verschiedene SP.-Lagen bei konstantem α . Einer Auftragung von c_m über η kann sodann zahlenmässig die Höhenruderwirkung

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

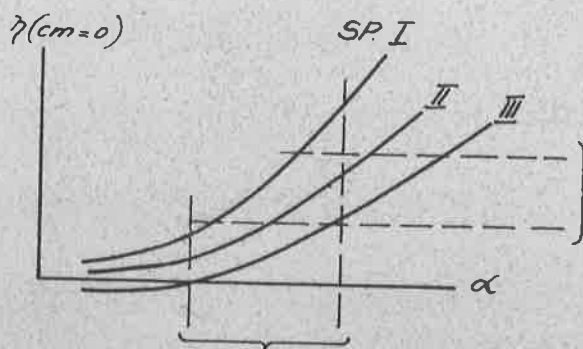
Ha

20.1.50.

ANMERKUNG:

Bestimmung von Neutralpunkt und Nullmoment

Die Neutralachse ist definiert als Bezugsachse, für die der Längsmomentenbeiwert des Flugzeugs konstant bleibt (was praktisch nur innerhalb eines mehr oder minder grossen c_a -Bereichs der Fall ist).



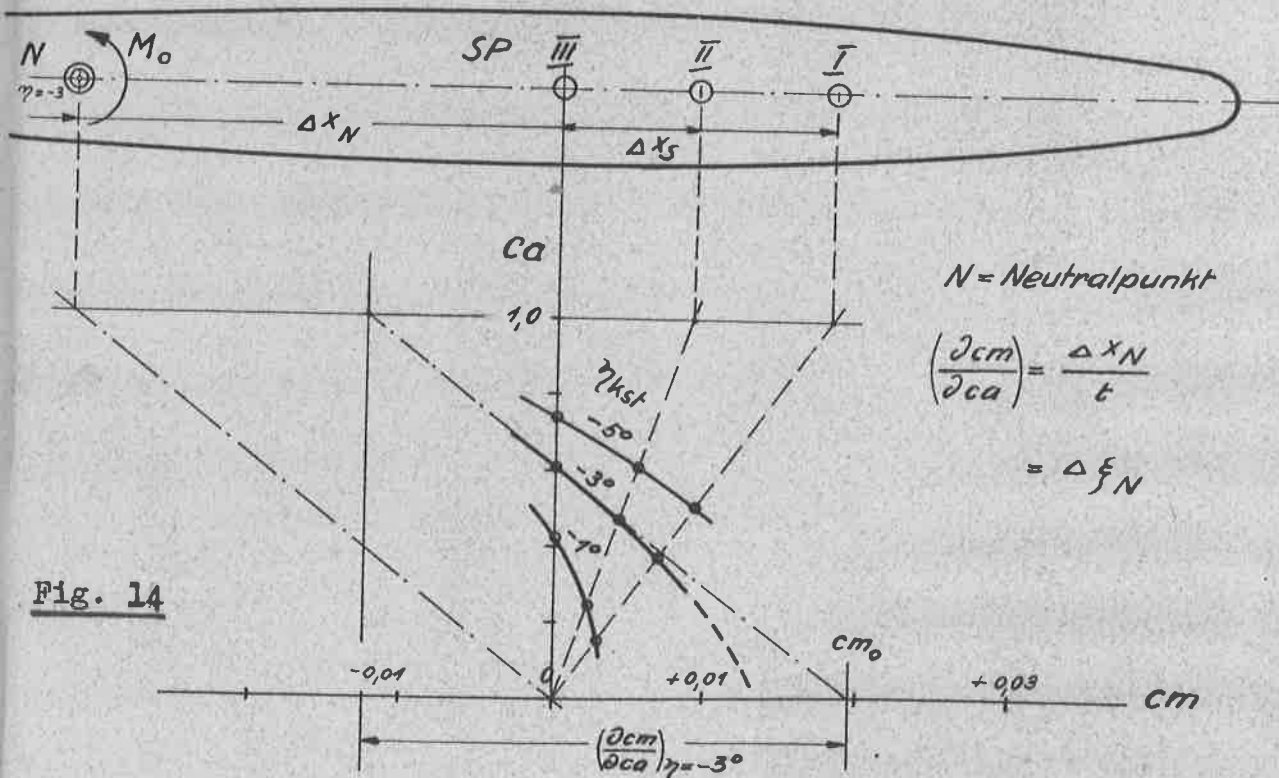
$\eta = \text{konstant}$, ergibt $c_m = f(\alpha)$ und (mittels Gleiterpolaren)
 $c_m = f(c_a)$ zur Bestimmung des Neutralpunktes.

$\alpha = \text{konstant}$, ergibt $c_m = f(\eta)$ zur Bestimmung der HR-Wirksamkeit $dc_m/d\eta$ (Zf. 8.4).

Gleichgewicht im stationären Flug:

$$c_m = c_{m0} + c_a \cdot \frac{\Delta x_N}{t}$$

wobei c_m auf Pt. III bezogen sei.



$N = \text{Neutralpunkt}$

$$\left(\frac{\partial c_m}{\partial c_a}\right) = \frac{\Delta x_N}{t} = \Delta \xi_N$$

Fig. 14

Abschrift:	Ger	bearbeitet:	Ian	geprüft:	Ha	
						20.1.50

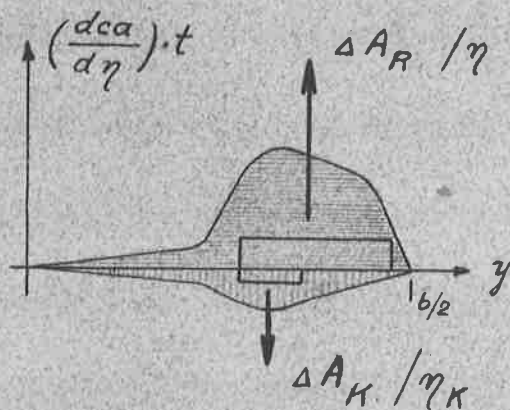
$$\left(\frac{dc_m}{d\eta} \right) \text{ für } \alpha_{\text{konst.}}$$

entnommen werden.

Beilage 15 zeigt (unten) den Verlauf dieser Werte für den Gleiter wie auch für das kleine Windkanalmodell.

Bei gut übereinstimmendem Verlauf der Kurven erzeugt sich für den Gleiter eine deutliche verminderte Höhenruderwirkung, und zwar in der Grösse von 81 - 83% der im Windkanalexperiment erhaltenen Werte.

Diese Einbusse an Rudereinfluss muss in allererster Linie auf Konto der verhältnismässig gross dimensionierten Ruderausgleichklappe geschrieben werden, da diese Klappe am Windkanalmodell fehlte. Tatsächlich liefert eine überschlägliche Berechnung fast exakt den obigen Wert für den Klappeneinfluss, nämlich:



Änderung der Auftriebsverteilung durch Ruderbetätigung, errechnet nach üblichem Verfahren als Querruderanteil bei ungefeiltem Flügel.

Gegenseitige Beeinflussung der Profilschnitte nach Näherungsverfahren der BVF berücksichtigt. Superponiert gemäss der am Gleiter verwendeten Kinematik ($\eta_K : \eta \sim 0,84$).

A-Verteilung:

Hauptruder allein (ΔA_R)
Klappe allein (ΔA_K)

Superponiert:

$$\frac{\Delta A_R - \Delta A_K}{\Delta A_R} = 0,76$$

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

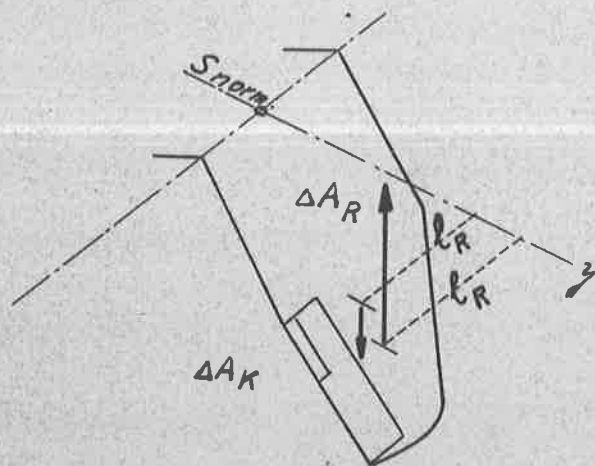


Fig. 16

Einfluss auf Längsmoment, aus Pfeilstellung des Flügels:

$$\Delta M_R \sim A_R \cdot l_R \quad \text{Ruder allein}$$

$$\Delta M_K \sim A_K \cdot l_K \quad \text{Klappe allein}$$

$$\frac{\Delta M_R - \Delta M_K}{\Delta M_R} = 0,80$$

= Abminderung der Ruderwirkung infolge Klappe, wenn nur Auftriebsanteile betrachtet werden.

Effektiv wird die Wirkung der AK. noch verändert durch den kleinen Anteil der Profilmomente und den Pfeilungseinfluss auf die Auftriebsverteilung (welche letzteren den Klappenanteil etwas red.)

Es ist zu bemerken, dass bei der Grossausführung der nachteilige Einfluss der Ausgleichklappen auf die Ruderwirkung gemildert wird, da dort dank der Servosteuerung ein wesentlich kleineres Uebersetzungsverhältnis zwischen Klappe und Ruder eingestellt werden darf ($\eta_K : \eta \sim 0,3 + 0,5$ statt 0,84).

8.5. Momentenwirkung der Nasenklappen

Mit betätigten Nasenklappen liegen ausreichend stationäre Gleitermessungen nur für den Bereich des Höchstauftriebs vor. Beilage 16 fasst die Messpunkte der im Flug (durch α -Ablesung und Zeitmarkierung) festgehaltenen Stufen zusammen, gültig für SP.-Lage 56,0% t. Gegenübergestellt sind:

- die Kurve $\eta = f(\alpha)$ der Gleiter-Polarenmessung für SP.-Lage 56,3% t (aus Beilagen 13/14) sowie deren Umrechnung für 56,0% t, sowie
- die Ruderwinkel η ($c_m = 0$) der Windkanalmessungen für $\beta_N = 0^\circ$, 15° und 30° , ebenfalls auf 56,0% t übertragen.

beschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

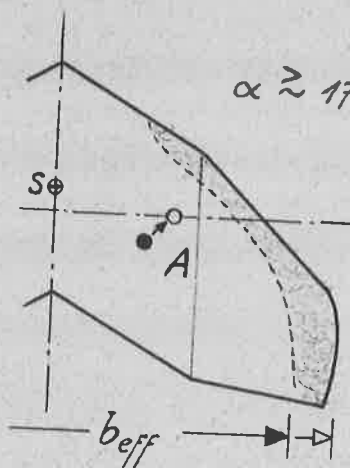
20.1.50

Die erforderlichen Ruderwinkel für $\beta_N = 2^\circ$ bis 6° liegen ziemlich gut auf der entsprechenden Gleiterkurve und deren Verlängerung. Dies steht im Einklang mit der Erwartung, dass ein kleiner Nasenklappen Ausschlag noch keine wesentliche Änderung der Auftriebsverteilung bringen kann, sondern primär nur den Beginn des allgemeinen Abreissens auf grössere Anstellung hinausschiebt.

Bei grösseren Nasenklappen-Ausschlägen ist deutlich eine Tendenz nach Reduktion des nötigen Ruderausschlages zu erkennen. Im Gegensatz dazu fordert das Windkanalresultat bei den betreffenden, grossen Anstellwinkeln ($\alpha > 18^\circ$) eine Vergrösserung von η ($c_m = 0$) mit der Nasenklappenbetätigung.

Es ist bedeutsam, dass hier zwischen Gleiter- und Windkanalexperiment der gleiche Widerspruch auftaucht wie beim Vergleich der Ruderwinkel für $\beta_N = 0$, unter Ziffer 8.2.

Berücksichtigen wir bei der Erörterung dieser Frage, dass die Gleiterversuche nicht bis zum voll abgerissenen Zustand vordringen und dass dieser Zustand mit Erhöhung der Reynolds-Zahl auf grössere α -Werte verschoben wird. Schon bei mittleren Anstell-



- mit NK-
- ohne } Ausschlag

winkeln tritt, wie Strömungsbeobachtungen zeigen, am Modell (ohne Triebwerk) über der Flügelnase lokales Abreissen ein. Der Ausschlag der Nasenklappe korrigiert diese Störung am Aussenflügel und durch Induktion auch am Innenteil; der Druckmittelpunkt wandert nach vorn.

Gleichzeitig wird die effektive Spannweite wieder grösser, d.h. der induzierte Widerstand und seine kopflastige Momentenwirkung geringer. Resultat: Zunehmendes β_N verändert c_a und c_w im Sinn

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

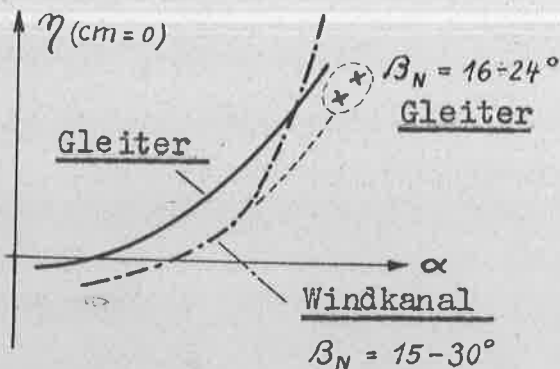
Lan

geprüft

Ha

20.1.50.

von geringerer Kopplastigkeit, was sich tatsächlich im Bereich von $\alpha = 8 + 18^\circ$ in einer Verminderung von η ($c_m = 0$) abzeichnet.



Werden auf Beilage 16 die Windkanalkurven für $\beta_N = 15 \& 30^\circ$, vom Verlauf bei mittlerem α ausgehend, im Sinn der η -Kurve des Gleiters verlängert, so treffen sie zwanglos auf die Gleiter-Messpunkte mit $\beta_N = 16 + 24^\circ$.

Dieser Umstand scheint zu bestätigen, dass am Windkanalmodell bei hohen α -Werten zu grosse (stabile) Momente eruiert werden, sei es infolge

ungenügend grosser Windkanalkorrektur oder Re-Einfluss (vorzeitiges Abbiegen der c_m -Kurven) oder Zusammenwirken beider Faktoren.

Die Gleiter-Messpunkte mit fixem β_N deuten, miteinander verbunden, ihrerseits auf zunehmende Stabilität mit fortschreitendem Abreisen hin.

NB: In Bestätigung der η -Messung am Gleiter ist es übrigens kaum denkbar, dass der Nasenklappenausschlag die in Beilage 9 dargestellte Auftriebszunahme zu liefern vermöchte, falls er wirklich die erhöhten Ruderwinkel des Windkanalexperiments zwecks Momentenausgleich erfordern würde.

8.6. Momentenwirkung der Rumpfkappen

Beilage 17 stellt als $f(\alpha)$ dar:

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

- 1) den Höhenruderausschlag für den Gleiter mit Rumpfkappen, gemessen im Stationärflug bei SP.-Lage 55,9% t, und die entsprechende Kurve für 56,3% t;
- 2) die letztere Kurve in Gegenüberstellung zur Windkanalmessung mit modellähnlichen Rumpfkappen;
- 3) die Höhenruderwirkung der Rumpfkappen

$$\Delta \eta_{RK} = \eta \text{ mit RK} - \eta \text{ ohne RK}$$

Zu 1) ist zu sagen, dass die stationären Stufen des Fluges 64 mit Trimmklappenausschlag erfliegen werden mussten, um die erforderliche Handkraft im Langsamflug zu vermindern. Der Zusammenhang zwischen Trimmklappen- und Höhenruderwirkung kann aus mehreren Registrierungen entnommen werden, bei denen ein gleicher Zustand mit und ohne Vertrimmung erfliegen wurde. Hiernach ist in Bezug auf Längsmomentenwirkung

TK-Ausschlag	+ 6,0°	äquivalent einem
	+ 5,5°	bei $\alpha \sim 10^\circ$
HR-Ausschlag	+ 6,0°	" " 16°

Diese aus früheren Versuchen stammenden Ergebnisse dürfen wohl ohne wesentlichen Fehler auch auf den Gleiter mit Rumpfkappen übertragen werden.

Zu 2): Der resultierende η -Verlauf stimmt mit dem Windkanalergebnis im unteren Bereich gut überein. Bei 8 - 10° Anstellung biegt jedoch die Windkanalkurve wiederum stark in stabile Richtung ab. Bei $\alpha = 16 - 17^\circ$ steht das Höhenruder am Gleiter in Nullstellung, während des Windkanalresultat $\sim -4^\circ$ Ausschlag fordert.

Zu 3): Die Wirkung der Rumpfklappe als "Höhenruder-Ersatz" ergibt sich als Differenz zwischen der obigen Gleiterkurve und derjenigen ohne Rumpfklappe auf Beilage 14 (beide mit Hochgeschwindigkeit)

Abschnitt:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 8.6.)

FP 3902/5

Blatt 76

keitskabine und identischer Geräteeinstellung). Die Rumpflappen reduzieren den erforderlichen Ruderwinkel

$$\begin{array}{l} \text{um } \Delta \eta \sim 3,5 \quad 5,0 \quad 6,0^\circ \\ \text{bei } \alpha \sim 7,5 \quad 15 \quad 17^\circ \end{array}$$

Die Vergleichskurven aus Windkanalmessungen decken sich im Bereich von $\alpha \sim 6 + 16^\circ$ mit der Gleiterkurve annähernd. Kleinere Anstellwinkel interessieren für den Klappenflug nicht.

Bei Annäherung an das Auftriebsmaximum überschneiden sich auch hier die Kurven wieder, indem die Klappenwirkung im Windkanal (am kleinen und grossen Modell) stark ansteigt. Allerdings sind die Messpunkte am Gleiter zu spärlich und zudem in der Uebertragung auf Nulltrimmung zu unsicher, um zuverlässige Schlüsse für den Kurvenverlauf $\Delta \eta$ bei grössten α -Werten zuzulassen.

8.7. Rudermoment

Die Rudermomentenmessung konnte bis zum Abbruch der Gleiterversuche noch nicht auf einen befriedigenden Stand gebracht werden.

Fehlerquellen der Anlage waren:

- Grosse Vibrationsempfindlichkeit der Anzeige im Achtfachsreiber (bis zum Umbau vor letzter Etappe);
- Spiel im Gebermechanismus (Hysteresis).

Problemstellung:

- Im Gegensatz zum Windkanal ist am Gleiter keine stationäre Untersuchung mit fester Ruderstellung und Variation der An-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

20.1.50

stellung möglich. Der Längsmomentenausgleich fordert mit zunehmendem α einen grösseren Aufwärtsschlag des Ruders; in gleichem Sinn und ähnlich grossem Betrag verschiebt sich aber auch die Neutrallage des Ruders (η für $M_R = 0$). So erzeugen die Registrierungen der Abkippsversuche, dass bei $\alpha = 16 + 18^\circ$

$$- \eta (c_m = 0) = (9 + 10^\circ) \text{ erforderlich ist,}$$

gegenüber $- \eta (M_R = 0) \approx (10 + 12^\circ)$ Ruder neutral.

Die Rudermomente im Stationärflug sind entsprechend klein.

- Die Ausgleichklappe reduziert die Ruderlast noch weiter, besonders bei hohem Staudruck.
- Grosse, gut messbare Ruderlasten werden vom Piloten durch Nachtrimmen reduziert (wobei keine laufende Registrierung der Trimklappenstellung vorhanden ist).

Das Haupthindernis für stationäre Rudermessung lag somit in der Kleinheit der Messgrössen im Vergleich zur Anzeigegenauigkeit.

Günstigere Bedingungen bieten sich für die Rudermomentenmessung bei dynamischen Vorgängen (wie in Steuerbarkeits- und Wendigkeitsprüfungen des weiteren Versuchsprogramms); aus vorhandenen Registrierstreifen lassen sich für solche Vorgänge zahlreiche Einzeldaten entnehmen, z.B.

1) Abfangen vor dem Ausschweben zur Landung, ausnehmend brüsk durchgeführt (Flug 22), bei $v_0 = 220 \text{ km/h}$:

$$\Delta \eta = -7^\circ$$

$$\Delta M_R = 1,5 \text{ mkg (1 Ruder)}$$

entspricht $\Delta P \approx 7,5 \text{ kg}$ (Handkraft Richtung Ziehen, beide Ruder).

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

20.1.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf.8.7.)

FP 3902/5

Blatt 78

2) Ausfahren des Fahrwerks (in mehreren Flügen) bei $v_0 \sim 200$ km/h:

$$\Delta \eta \quad (c_m = 0) = -5,5^\circ \quad (\text{Mehrausschlag Ziehen})$$

$$\Delta M_R = 0,3 \text{ mkg} \quad (1 \text{ Ruder})$$

$$\text{entspr. } \Delta P \approx 1,5 \text{ kg} \quad (\text{Handkraft, 2 Ruder})$$

3) Querruderuntersuchung mit Vorverstellung der Ruderausgleichklappe (Flug 37, $\eta_{0AK} = -2^\circ$, d.h. AK bei $\eta = 0$ um 2° nach oben ausgeschlagen):

Stechflug von	$v_0 = 190$	auf	360 km/h
η (nicht abs.stat.)	$= -2^\circ$		$+1,0^\circ$
M_R (Richtg.Ziehen)	$= 0,2$		3,0 mkg
P (beide Ruder)	≈ 1 kg		15 kg

Der Pilot brach bei 360 km/h Anzeige die betreffende Versuchsreihe ab, weil "unzulässig starkes Ziehen nötig". Das anschließende Abfangen verlangte zusätzlich 4 kg, total somit 19 kg Handkraft.

Es handelte sich hierbei tatsächlich um die grössten Rudermomente, die bei den eigentlichen Versuchen festgestellt wurden. (Bemerkenswert ist, dass ohne Vorverstellung der AK bei $\eta = +1^\circ$ eine geringe Handkraft Richtung Stossen erforderlich wäre, und zwar von 1 - 2 kg bei 360 km/h).

Höhenruderlast nach Angaben des Piloten: Der oben angeführte Grund (Wandern der Ruder-Neutrallage mit α) sowie die Reibung im Steuermechanismus bedingen, dass die Pilotenmeldungen bezüglich Höhenruderlast in ziemlich weitem Bereich streuen. Die Angabe

" Ruder druckfrei "

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft:

Ha

20.1.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 8.7.)

FP 3902/5

Blatt 79

(mit Fahrwerk ein, Trimm- und Nasenklappen in Nullstellung) findet sich für praktisch stationäre Freiflugzustände bei

$$v_A = 252 / 280 / 360 / \sim 380 \text{ km/h}$$

$$\alpha \approx 5,4 \quad 4,0 \quad 1,9 \quad 1,6 \quad (\text{G \& SP unterschiedlich})$$

$$\eta \approx -1,7^\circ \quad -0,2^\circ \quad +0,8^\circ \quad -0,7^\circ \quad (\text{mit } \eta_{0\text{AK}} = 0)$$

Bei Minimalgeschwindigkeiten liegt die Ruderneutrallage oberhalb des für SP.-Lage 56,0% nötigen Ruderwinkels (d.h. Handkraft Richtung Stossen); mit Nasenklappenausschlag wandert die Neutrallage des Ruders etwas nach unten (leichte Handkraft Richtung Ziehen, trotz grösserer Werte von α_{max}) und zwar auf

$$- \eta (M_R = 0) \quad (8 + 9^\circ) \quad \text{bei } \alpha = 20^\circ$$

$$\text{und } \beta_N = 24 + 16^\circ$$

Die Neutrallage des Ruders wird -ausser von α - natürlich stark beeinflusst von der Kinematik der Ruderausgleichklappe. Vorverstellung der AK verlangt zur Kompensation des resultierenden HR-Ausschlages einen gleichsinnigen Ausschlag der Trimmklappen von zwei- bis dreifachem Betrag, und zwar zunehmend mit dem Staudruck.

Vorverstellung AK

ausgetrimmt bei

$$\eta_{0\text{AK}} = \begin{matrix} + 5^\circ \\ + 2^\circ \end{matrix}$$

$$\beta_{\text{TK}} = \begin{matrix} + 10 + 13^\circ \\ + 5 + 7^\circ \end{matrix}$$

$$\text{wenn } v_A \sim 220 - 340 \text{ km/h}$$

(Vergleiche auch obiges Beispiel(3)).

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 8.7.)

FP 3902/5
Blatt 80

Mit Rumpfkappen wird der im Langsamflug erforderliche Ruderaus-
schlag weit unter die Neutrallage des Ruders verschoben; bei $\alpha =$
 18° liegt sie auch hier bei $-\eta \geq 10^\circ$ (Stossen des Ruders bei η
 $= -8,3^\circ$ und $\beta_{TK} = 6^\circ$).

F+W
11924/2

GLEITER MIT RUMPFKLAPPEN
im Freiflug und
Schleppflug

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 9.1.)

FP 3902/5

Blatt 81

9. AUSSAGEN DES PILOTEN

(Alle wesentlichen Notizen aus schriftlichen Flugrapporten sowie mündlichen Angaben des Piloten nach laufenden Protokollen der Versuchsleitung).

9.1. FlugverhaltenAllgemein

Bei Erstflug: " Fliegt wunderbar"

" Ganz ähnlich wie Bucker"

Von mehreren späteren Flügen (z.B. Flug 41):

" Gleiter fliegt angenehmer, je mehr Fahrt er hat".

Landeanflug

Normal bei Pilotenanzeige 200 - 220 km/h ($v_0 \sim 190 - 210$ km/h, $\alpha \sim 7 - 9^\circ$), mit guter Steuerreserve.

Flug 34: " Der Geradeanflug auf den Flugplatz zur Landung wurde erstmals mit $v_A = 180 - 190$ km/h durchgeführt. Dadurch wurde der Gleitflug ziemlich steiler und vor allem fällt auf, dass der Gleiter in Bodennähe nicht mehr schwebt wie bei früheren Flügen, sondern mit dem Durchziehen des Höhenruders sofort landet".

(Zu beachten ist, dass Flüge 33 & 34 erstmals mit grösster SP.-Vorlage, 54,5%, durchgeführt wurden). / Landung mit Nasenklappenausschlag (Flug 45, SP. in 56,5%) bringt ausgesprochen "langes Ausschweben".

Flug mit Rumpfkappen:

Verhalten "normal, aber gefühlsmässig etwas labiler um Längsachse".

Gleitflug scheint wesentlich steiler. Pilotenanzeige beim Einflug über Platzgrenze 170 km/h ($v_0 \approx 160$ km/h) bei Flug 62 und 63; kein oder nur kurzes Ausschweben.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Land

geprüft

Ha

20. 4.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 9.2.)

FP 3902/5

Blatt 82

Glissade (nur leichte Glissaden, bei Landeanflug wiederholt durchgeführt):
 "Seitenruder ist anfangs wirksam, dann sofort Gier- und Rollmomente spürbar,
 die das Flugzeug aufrichten".

9.2. Stabilität

1. Flug: "Infolge grosser Reibung in den Querruderbetätigungsorganen pendelt das Flugzeug konstant von links nach rechts".

Flug 33 (mit Fahrwerk AUS, SP. 54,5%): "Bei $\alpha = 8,2^\circ$ in ausgetrimmtem Zustand alle Steuer losgelassen; Flugzeug gut stabil".

Flug 39; gefühlsmässige, vom Piloten ausdrücklich als "nicht endgültig" bezeichnete Urteile aus Beobachtungen im ausgetrimmten Zustand (Freiflug):

- Stabilität um Längsachse "fehlt". "Flugzeug wird (nach Störungen um die Längsachse) nicht mehr in die Ausgangslage zurückgeführt, sondern zeigt Tendenz, die einmal angefangene Bewegung weiterzuführen. Ob dies auf grosse Reibung der Kabelzüge zurückzuführen ist, wäre noch zu untersuchen".
- Stabilität um Querachse ist "sehr gut". Störungen hervorgebracht durch die Höhenruder (jedoch noch sehr kleine Störungen) werden sofort ausgeglichen und der Gleiter kommt sofort wieder in den Ausgangszustand zurück".
- Stabilität um Hochachse "gut". "Bei kleinen Seitenruderausschlägen und festgehaltenen Querrudern kommt das Flugzeug wieder auf den Ausgangskurs zurück".

Vergleiche auch Ziffer 9.4. (Abkippsversuche).

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20. 4.50.

9.3. Steuerbarkeit und WendigkeitAllgemein

Flug 13: "Eindruck betr. Steuerbarkeit: sehr gut".

" 13/14: "Das Flugzeug muss speziell in den Kurven sauber geführt werden. Leichtes Schieben wirkt sich für den Piloten so aus, dass Steuerausschläge notwendig werden, (speziell im Querruder), die für den gegenwärtigen Flugzustand als unmöglich erscheinen und vor allem sehr unangenehm empfunden werden". (x)

Flug 60: "Steuerbarkeit oberhalb 300 km/h sehr gut".

Querruder

Flug 8: Nach engen Kurven (Neigung $45-60^{\circ}$; $v_0 = 200 - 240$ km/h) ist "zum Aufrichten annähernd voller Querruder-Ausschlag nötig. QR lässt sich leicht unterstützen durch SR". (x)

Flug 24: "QR scheint in Hängelage (bei grosser Querneigung) wenig wirksam zu sein; Eindruck, als ob Betätigung über lange Gummiseile erfolge".

Flug 24/25: "Bei Kurvenwechseln aus mässigen Steilkurven habe ich heute das Gefühl, dass im Moment des Wechsels zu wenig Steuerwirkung am Querruder vorhanden ist. Es vergeht jeweils einige Zeit, bis das Flugzeug dem Steuerausschlag folgt."

Flug 41: "Querruder sehr gut bei grossem Anstellwinkel"

Flug 46: (nach Abkippsversuchen): "QR bleiben auch überzogen wirksam".

Flug 60: "Kurvenwechsel sehr gut; sehr hohe Rollgeschwindigkeit (fast 'überschlagen)".

Seitenruder:

Flug 12: "SR sehr wirksam im Kurvenflug; QR nur nötig zum Aufrichten", nicht während Kurve.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20. 4.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 9.3.)

FP 3902/5

Blatt 84

Flug 39: "SR zeigt zu Beginn des Ausschlags annehmbare Wirkung, die aber mit zunehmendem Ausschlag bis ca. 1/2 des Vollausschlags annähernd gleich bleibt" (x)

Flug 60: "Steuerung ohne Seitenruder ist möglich, Flug dann aber unsauber".

Flug 62: "SR sind nötig, um schöne Kurven zu fliegen".

(x) vgl. Zf. 9.6.

9.4. Steuerkräfte (vergl. auch Ziffer 8.7.)

Flug 1:

HR - Das Höhenruder zeigt gute Wirkung und normale Reaktion. Die aufgetretene Handkraft ist klein und ich beurteile dieselbe als angenehm.

QR - Die Wirkung der Querruder ist gut und deren Reaktion normal. Jedoch ist die aufzuwendende Handkraft für die Betätigung abnormal gross, vermutlich infolge der grossen Reibung in Führungen und Umlenkrollen der Kabel. Ebenfalls macht sich das grosse Gewicht der QR bemerkbar, was vorerst bei QR-Ausschlägen leicht zu Uebersteuerungen führt.

SR - Das Seitenruder zeigt gute Wirkung und normale Reaktion. Dazu ist zu bemerken, dass überhaupt fast kein Seitenruderdruck verspürt wird".

Flug 2 - 6: "Für die Ausführung der Kurven ist lediglich die Schwergängigkeit der QR und deren hohes Gewicht etwas unangenehm, da die Kurven normalerweise beim Einleiten leicht übersteuert werden. Es wird dies jedoch eine Sache der Angewöhnung sein, da dieser Umstand am Gleiter vorläufig nicht korrigiert werden kann."

Flug 19 + 20: "Gleiter holt (beim Stechen) relativ rasch Geschwindigkeit auf; eine Zunahme der Handkräfte ist jedoch nicht festzustellen".

Flug 26: "Mit zunehmender Geschwindigkeit musste der Gleiter infolge zunehmender

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20. 4.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 9.4.)

FP 3902/5

Blatt 85

Schwanzlastigkeit nachgetrimmt werden. Im Moment, wo die Trimmklappen die Nullstellung erreichten (Austrimmen bei $v_A = 295$ km/h), trat plötzlich ein Schwingen der QR ein. Durch Zurückfahren der Trimmklappen konnte das QR-Schwingen sofort wieder aufgehoben werden".

Bei nachfolgenden Untersuchungen mit AK-Vorverstellung etc. (Zf.7.06) meldet der Pilot mehrfach, dass wegen unangenehmen Druckes am Höhensteuer nachgetrimmt werden musste, und dass jeweils im ausgetrimmten Zustand mit wachsender Geschwindigkeit die Handkräfte abnahmen, teils bis Null bzw. Vibration.

Flug 30 + 38: "Unangenehm kleine" bzw. "ungenügende SR-Kräfte".

Nach Anbringen von Störleisten an den Ruder-Hinterkanten:

Flug 39: "QR bis 360 km/h sehr gut, einwandfrei; bei 420 km/h wieder leichte Handkraftabnahme. SR nun besser fühlbar".

Flug 44; nach Links- und Rechtskurven in 3000 m Höhe, mit $v_A \sim 350$ km/h und $\alpha = 8 - 11^\circ$ rapportiert der Pilot schriftlich:

"Bei Ausführung dieser Kurven stellte ich erneut grosse Empfindlichkeit des SR fest. Gefühlsmässig sollte das Seitenruder für die Betätigung bedeutend härter sein, um störende SR-Ausschläge zu vermeiden. Wirkung und Betätigungskräfte der QR und HR beurteile ich für diese Geschwindigkeit als gut abgestimmt und angenehm".

Dazu mündlich:

"Beim Hineinlegen (in Steilkurven) anfangs streng am QR".

Flug 58, nach Umbauperiode: "QR gehen etwas leichter als früher".

Höhenruder bei Abkippsversuchen ($\beta_{TK} = 0$, unausgetrimmt).

Flug 42 ($\beta_N = 0 + 3^\circ$): "In diesem Trimmzustand ist der Gleiter schwanzlastig und während den ganzen Versuchen herrschte ein HR-Druck Richtung "Stossen".

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

20. 4.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 9.4.)

FP 3902/5

Blatt 86

Dieser Umstand muss als unangenehm bezeichnet werden, da sich das Flugzeug in diesem Zustand selbst immer mehr anstellen will und sich auch überziehen würde".

"Nach dem Abkippen wurde das Flugzeug jeweils durch Stossen des HR wieder flugfähig gemacht. Diesem Rudermanöver folgt der Gleiter jeweils nur sehr träge".

Flug 42 ($\beta_N = 8 + 24^\circ$): "Nasenklappen bringen leichte Lastigkeitsänderung".

"Leichtes Ziehen bis zum Abkippen! Auch bei starker Anstellung liegt das Flugzeug noch gut an den Steuern".

Flug 44: "Beim Abkippen wieder leichtes Ziehen mit $\beta_N = 4 - 8^\circ$ und leichtes Stossen bei $0 - 2^\circ$ ".

Flug 46: Mit Fahrwerk AUS ist im ganzen Abklippbereich ($\alpha \sim 18 \div 22^\circ$, $\beta_N = 0 \div 16^\circ$) "ziemlich gute Handkraft Richtung Ziehen erforderlich".

Mit Rumpfkappen ($\beta_N = 0$; Fahrwerk EIN):

Flug 62: "Deutlich schwanzlastig; Kurvenfliegen so unangenehm" (Trimmung 0). Nach Austrimmen "Kurven normal". "QR sind härter" als ohne Rumpfkappen.

Flug 64: Trotz 6° Trimmklappenausschlag bei $v_A = 160 - 140$ km/h "immer schwanzlastig, Handkraft Richtung Stossen".

"Bei $v_A = 140$ km/h eigenartiges Verhalten der Ruderkraft: Schwanzlastiges Moment plötzlich verschwindend und wieder einsetzend (Abreissbeginn?)".

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20. 4.50.

9.5. Diverses9.5.1. "Rütteln" im Schnellflug

Beim ersten Versuch nach Umbau auf die Hochgeschwindigkeitskabine meldete der Pilot am Funk nach Anstechen auf ca. 500 km/h: "Der ganze Vogel rüttelt leicht mit ziemlich hoher Frequenz". Diese Erscheinung setzte vor Erreichen der Geschwindigkeitsspitze ($v_{A_{max}} = 507 \text{ km/h}$) bei Anzeige 470 km/h ein und verschwand während des Abfangens bei ca. 400 km/h. Eine Wiederholung brachte genau das gleiche Resultat.

In Uebereinstimmung mit dem Eindruck des Piloten wurde als Ursache das vorhandene Spiel der (unausgeglichenen) Trimmklappen vermutet. Nach Behebung des Spiels trat das Rütteln nicht mehr auf; allerdings erreichte v_A maximal 442 km/h in den noch folgenden Flügen.

Nebenbei ist zu sagen, dass die neue, grösstenteils aus Blech bestehende Kabinenhaube als "Resonanzkasten" wirkte. Der Pilot stellte schon bei 300 - 350 km/h fest: "Der Ton hat geändert infolge neuer Kabine; es tönt wie der Sturmwind um eine Klubhütte".

9.5.2. Nasenklappen-Betätigungskraft

Nach ersten Abkippsversuchen Flug 42 meldet der Pilot: "Die Nasenklappen konnten nur bis 3° ausgefahren werden, da die Betätigungskraft zu gross wurde" (Betätigung im Langsamflug).

Eine Kontrolle anhand von Druckverteilungsmessungen am Hochgeschwindigkeitsmodell N-20 erzeugte, dass bei mittleren bis grossen α -Werten die Sogspitze an der Flügelnase beträchtliche Verstellmomente verursachte; trotz der Staudruckunterschiede ergibt sich als Klappenmoment:

$$M_{NK} \text{ bei } 400 \text{ km/h} \approx 0,20 \quad . \quad M_{NK} \text{ bei } 200 \text{ km/h (} v_0 \text{)}.$$

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20. 4.50.

Ausfahrten auf $16 + 24^\circ$ erfolgte in weiteren Versuchen bei $v_A = 300 - 320 \text{ km/h}$, wobei der Pilot rapportiert: "Betätigung der NK geht sehr schwer".

9.5.3. Verhalten beim Rollen

Nach Einregulierung des Fahrwerks in Bodenversuchen (Ziffer 6.2.) sprach sich der Pilot über die Rollstabilität bei Start und Landung allgemein günstig aus. Leichte Shimmy - und Ausbrechtendenz wurde nur in je 1-2 Fällen bei unrichtiger Füllung des Bugradstosdämpfers bzw. einseitig fehlerhaftem Funktionieren der Bremsen festgestellt.

9.6. Anmerkung betreffend Schieberollmoment.

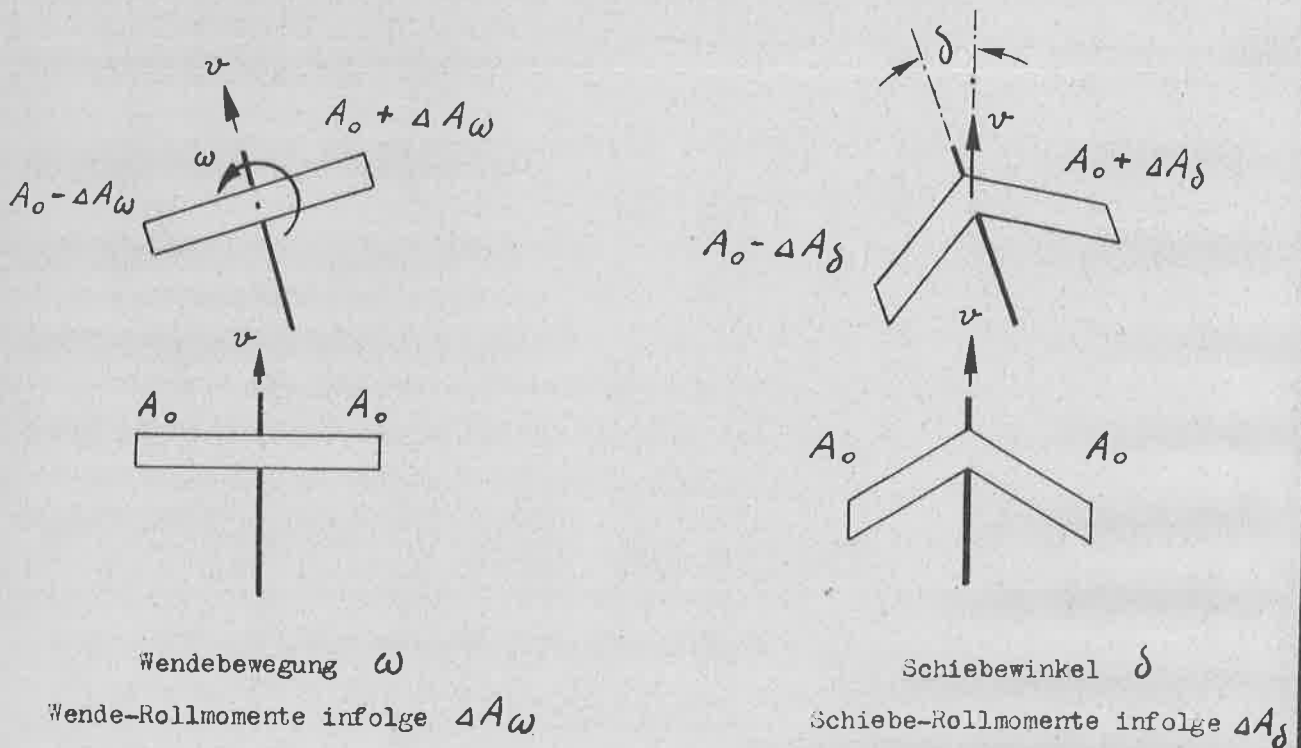


Fig. 17

In ähnlicher Weise, wie beim geraden und beliebigen Flügel während einer markanten Wendebewegung Rollmomente auftreten, erfährt der Pfeilflügel grundsätzlich schon beim geradlinigen Schiebeflug solche Momente um die Längsachse (in beiden

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

26. 4.50

Fällen wegen Unsymmetrie der Auftriebskräfte).

Nach Windkanalergebnissen verlangt ein stationärer Schiebezustand beim N-20 (ohne Ruderstörkanten und ohne Ausgleichklappen) folgende Quer- und Seitenruderausschläge:

Schiebewinkel δ	Anstellwinkel α°	QR-Ausschlag zur Kompensation des Schieberollmoments $\pm \xi^\circ$	SR-Ausschlag für horizontales Schieben ζ°
15°	0	2 - 3	~ 18
	8	7 - 8	~ 20
	15	8 - 9	~ 27
25°	0	5 - 6	~ 40
	8	12 - 13	> 40
	15	14 - 15	>> 40

Ausschlagsmässig ist es somit wesentlich leichter, mit dem QR das Schieberollmoment zu korrigieren, als mit dem SR den zugehörigen Schiebewinkel überhaupt zu erzeugen (falls nicht einseitiger Triebwerkschub, seitliches Hängen oder dergl. mitwirkt).

Der Einfluss des Schieberollmomentes am Gleiter äussert sich sehr deutlich in den Pilotenaussagen, so in der Feststellung, dass sich das QR leicht unterstützen lasse durch das SR, oder in den auffallenden Widersprüchen bezüglich QR-Wirksamkeit beim Kurvenwechsel (vergleiche Ziffer 9.3). Diese Widersprüche sind nur im Verein mit "störenden Seitenruderausschlägen" zu erklären, die (auf dem Weg über leichte Schiebewegungen) das QR-Rollmoment in einen Fall abminderten und im andern Fall unterstützten. Es scheint, dass der Pilot mit zunehmender Einfühlung in das Flugzeug mehr und mehr eine QR-Betätigung instinktiv durch die sinngemäss richtige SR-Bewegung zu begleiten begann; in dieser Richtung deutet auch die Aussage Herr Läderachs, er "brauche nur daran zu denken" und schon richte sich das Flugzeug wieder auf oder neige es sich auf die Gegensei-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

26.4.50

te (eine mündliche Aussage, die in der Periode Flug 58 - 64 mehr als einmal fiel und an die sich verschiedene Zeugen erinnern).

Es darf somit angenommen werden, dass der Pilot nach einiger Angewöhnung an den Pfeilflügel den Effekt des Schieberollmomentes unbewusst miterfassen und am Seitensteuer korrigieren bzw. ausnützen wird. Im Fall des Gleiters war diese Angewöhnung erschwert durch die ungünstige Abstimmung der Rudergängigkeiten und den Mangel an Seitensteuerdruck.

Einfluss der V-Form: Im Vergleich zur Grossausführung ist zudem zu berücksichtigen, dass der Gleiter eine V-Stellung der Aussenflügel aufweist (vgl. Uebersichtszeichnung Fig. 1). Es ist bekannt, dass auch die V-Form des Tragwerks Schieberollmomente zur Folge hat, und zwar sind diese unabhängig vom Anstellwinkel des Flugzeugs, im Gegensatz zum Schieberollmomenteneffekt der Flügelpfeilung.

Eingehende Untersuchungen über die Kurs-Quer-Stabilität (FP 3171/7, Diagr. 4) zeigten, dass das Schieberollmoment des N-20 durch die V-Stellung der Aussenflügel (wie beim Gleiter) folgendermassen erhöht wird:

N-20
Schieberoll-
moment mit
und ohne V-
Stellung der
Aussenflügel

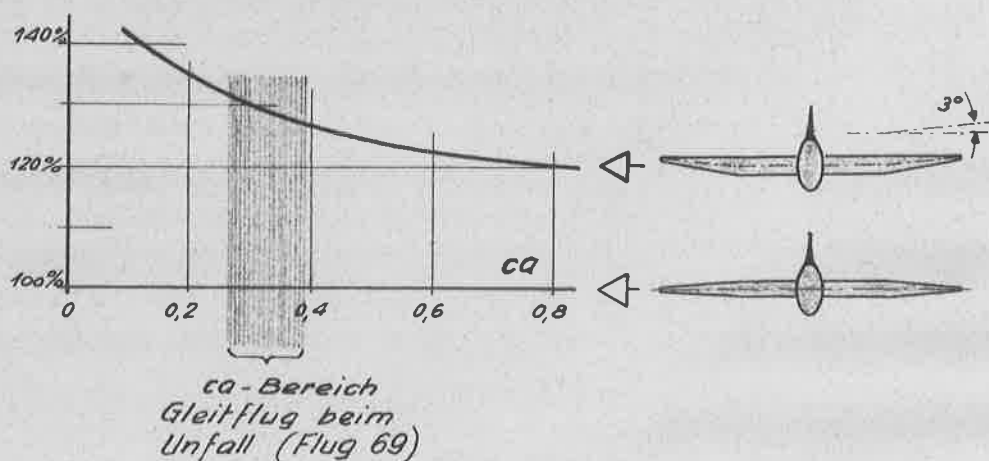


Fig. 17a

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 10.1.)

FP 3902/5

Blatt 91

10. BESONDERE VORKOMMISSE10.1. Zwischenfälle im Flug

Verlust der Kabinenhaube und Notlandung; 12. Juni 1948, 21. Flug. Der Hergang dieses Unfalles ist unter Ziffer 7.04 geschildert. Die Notlandung misslang wegen Berührung eines Kornfeldes mit dem Fahrwerk; sh. Foto Bl. 91a. - Es ist speziell zu beachten, dass Hr. Laederach bei diesem Gleitflug einen brüsken Kurvenwechsel (steile Wendung um $90-120^{\circ}$ nach Entschluss zur Aussenlandung) anstandslos ausführte.

Einseitiges Ausklinken und Zwangslandung; 27. Sept. 1948.

Im Programm Flug 35 war ausnahmsweise vorgesehen, nach dem Start einen Vorbeiflug des Schleppzuges auf 100 m über Platz durchzuführen (Fotoaufnahmen und Vorführung vor G.E.P.-Besuch).

Als sich der Schleppzug vor der Passage in niedriger Höhe 2-3 km von der Platzgrenze befand, klinkte das Seil am Gleiter rechtsseitig aus. Etwas nachstehend, vermochte der Pilot im Schlepp den Gleiter weiter zu halten. Nach Ausklinken zwischen F+W und Windkanal in ca. 60 m Höhe drehte der Pilot in enger Steilkurve links ein, unter gleichzeitigem Ausfahren des Fahrwerks, worauf er ziemlich diagonal zu den Pistenrichtungen landete (37 sec nach dem Ausklinken und kurz nach dem Ausfahrvorgang, der 18-20 sec beansprucht), - eine fliegerische Glanzleistung.

Ungewollt erbrachte dieser Vorfall einen praktischen Beweis für die Steuerbarkeit im ausgesprochenen Schiebeflug (sowie im steilen Kurven in Bodennähe, vergl. Foto Blatt 97a).

10.2. Umschulung eines zweiten Gleiterpiloten

Der tragische Morane-Absturz des einzigen mit dem Gleiter vertrauten Piloten Herr LAEDERACH schnitt die Versuche jäh ab. Nach zweimonatigem Unterbruch wurde Ende Juni 1949 als Nachfolger

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

26. 4. 50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 10.2.)

FP 3902/5
Blatt 91a



Notlandung Flug 21; 12. Juni 1948.
(Berührung Kornfeld mit Fahrwerk, Stelle X)



Zerstörung des Gleiters bei Umschulung. Flug 69; 1. Juli 1949.

Abschrift:

bearbeitet:

geprüft

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 10.2.)

FP 3902/5
Blatt 92

Herr MATHEZ eingeführt.

Die Platzverhältnisse waren unterdessen ungünstiger geworden. Wohl stand die unverminderte Rollfeldlänge zur Verfügung, doch waren langdauernde Minierarbeiten, die praktisch die westliche Hälfte der Platzbreite unverwendbar machten, im Gang. Da einerseits die Versuchsergebnisse angesichts des fortschreitenden Prototypenbaus dringlich waren und andererseits schon wesentliche flugtechnische Erfahrungen (samt dem verleitenden Eindruck grösster Regelmässigkeit bei den Landungen) vorlagen, glaubte man trotz einiger Bedenken, diese Erschwerung in Kauf nehmen zu können.

Das Start- und Ziellandetraining wurde gleich organisiert wie bei den Erstflügen des Gleiters, jedoch unter Verzicht auf Raketen- und Schleppstart-Hüpfen. Im ersten Flug bot wiederum der Abwindeinfluss des Schleppers einige Schwierigkeiten beim Wegstarten, doch wurden diese vom Gleiterpiloten mittels kräftiger Steuermanöver gemeistert. Die Landung erfolgte bei Flug 65 und 66 aus geradem Anflug, mit bestimmten, kurzen Ausklinkdistanzen; im Flug 67 und 68 klinkte der Gleiter auf der Platzvolte aus, 90° bzw. 180° vor der Einflugschneise.

Die Landungen an sich waren gut und normal, das Absetzen im 4. Flug reichlich kurz (vor der Querpiste; Ausklinkhöhe zu knapp). Die Versuchsleitung forderte hierauf für die folgenden Flüge ein etwas weiteres Ausholen mit vermehrter Höhenreserve auf der Einflugvolte, um - gemäss der erprobten Anflugtechnik von Hr. Läderach - vermehrte Korrekturmöglichkeiten durch Abschneiden oder Ausfliegen der Volte sicherzustellen. Der Pilot beanstandete am Gleiter ausdrücklich die ungewohnte Schwergängigkeit der Quersteuerung; dadurch seien die im Schleppflug dauernd erforderlichen Korrekturausschläge "schwierig anzubringen mit nötiger Feinheit".

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

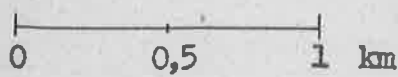
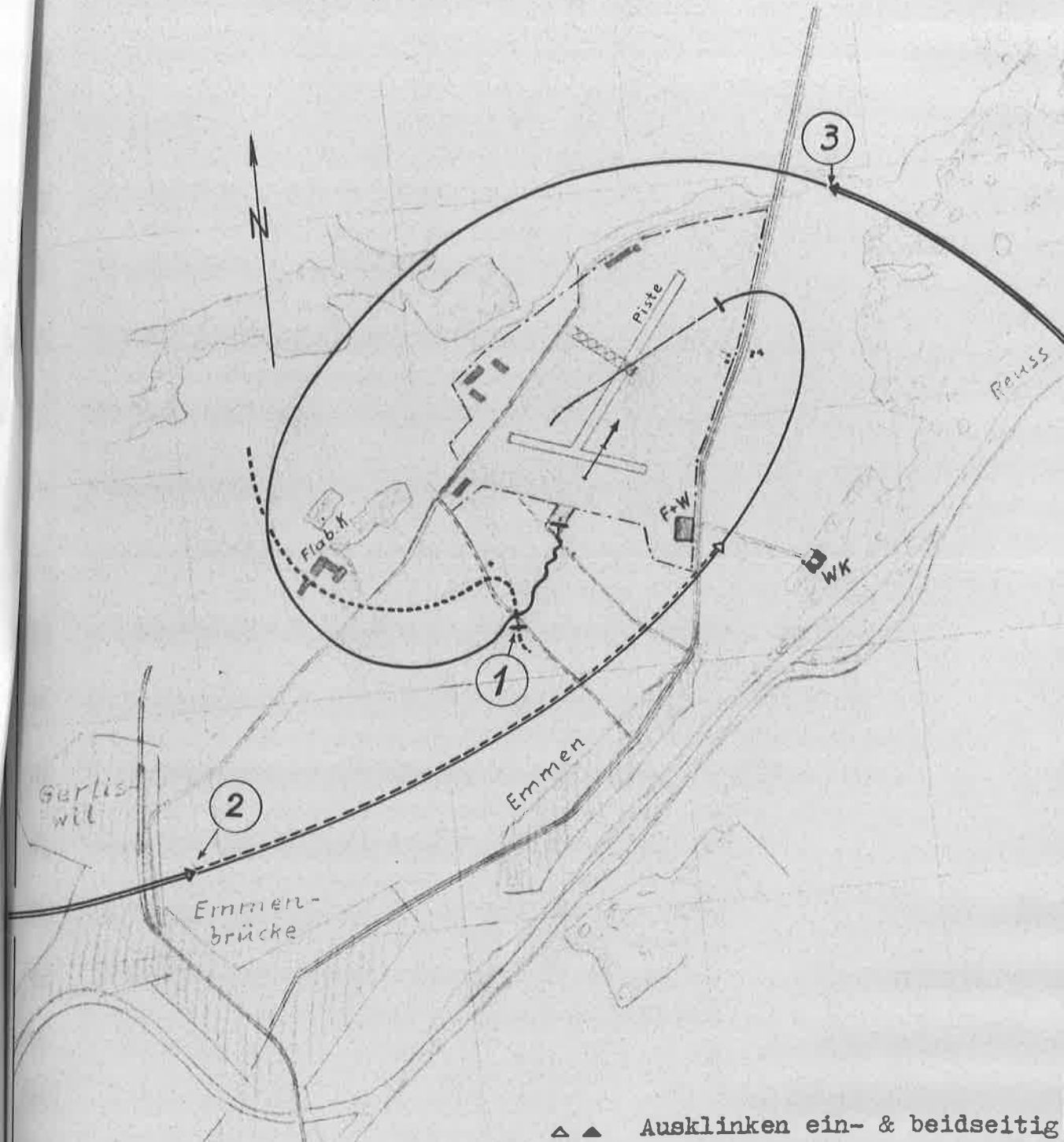
geprüft:

Ha

26.4.50.

SITUATIONSPLAN (1 : 25'000)

- ① Notlandung Flug 21
- ② Einseitiges Ausklinken mit nachfolgender Zwangslandung (Flug 35)
- ③ Anfang Gleiten Flug 69 vor Zerstörung des Gleiters



- ▲ ▲ Ausklinken ein- & beidseitig
- † Bodenberührung
- ↑ Normales Absetzen
- Flugplatz-Areal
- XXXXX Sperrzone bei letzten Landgn.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 10.3.)

FP 3902/5
Blatt 9310.3. Zerstörung des Gleiters; 69. Flug, 1. Juli 1949.

Der 5. Umschulungsflug führte unmittelbar vor der Landung zu einem Unfall mit Zerstörung des Gleiters. Der Vorgang und seine Begleitumstände waren Gegenstand einer Untersuchung durch den Flugunfall Experten des E.M.D., Herr Ing. BÜHR.

Flugauftrag war es, den Gleiter in 1000 m über dem Platz, ungefähr über dessen Nordecke, auszuklinken und ihn im Freiflug auf einer 270⁰-Volte (3/4-Platzrunde) in die normale Anflugrichtung und zur Landung zu führen.

Nach Abschluss der Volte befand sich der Gleiter in 0,8-1,3 km vor dem vorgesehenen, üblichen Absetzort; V-Anzeige ca. 220 km/h, Höhe nach Dafürhalten des Piloten mindestens 50 m zu hoch (nach Registrierstreifen im Vergleich zu früheren Flügen richtig). Der Pilot - der natürlich nach seiner eigenen Schätzung und ohne langes Abwägen handeln musste - entschloss sich nun, zwecks Höhenverminderung bzw. Gleitwegverlängerung seiner normalen Landetechnik folgend S-Kurven zu fliegen. Er gibt zu Protokoll:

"Als ich kurz nach Beginn dieser S-Kurven von einer etwa mit 30⁰ Querneigung geflogenen Linkskurve in eine analoge Rechtskurve hinübergewechselt hatte, vergrösserte sich die Querneigung plötzlich, wenn auch nicht schlagartig und ohne dass ich dies gewollt hätte, auf etwa 90⁰. Zu meiner Ueberraschung wandte ich alle mir zum Wiederaufrichten zur Verfügung stehenden Mittel an, d.h. vollen QR-Ausschlag links und SR-Ausschlag links. Damit gelang es mir, zu verhindern, dass das Flugzeug in Rückenlage drehte, doch war die Wiederaufrichtbewegung so brüsk, dass sich das Flugzeug über die Normallage bis in die senkrechte Lage nach links überschlug, bevor ich die Drehbewegung aufhalten konnte.

Durch meine Einwirkung drehte sich das Flugzeug nochmals auf den Flügel rechts, dann wieder auf den Flügel links, und beim Wiederaufrichten aus dieser Lage, in der ich hoffte, das Flugzeug nun

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Jan

geprüft:

Ha

26.4.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 10.3.)

FP 3902/5

Blatt 94

wieder in die Hand zu bekommen, erfolgte die Bodenberührung der linken Tragfläche".

Der Aufschlag erfolgte innerhalb der Flugplatzumgrenzung (in einer speziell für die Gleiterversuche hergerichteten Platzverlängerungszone). Nach gefährlichem Ueberschlagen kam der Gleiter stark demoliert auf den Bauch zu liegen. Die Schäden des Flugzeug sind im Konstruktionsbericht besprochen. Der Pilot erlitt lediglich Schürfungen.

Ueber die Zahl der heftigen Schwankungen sowie über diejenige der vorausgegangenen Bewegungen (die mehrheitlich als Glissaden bzw. Schwenkbewegungen um die Längsachse beobachtet wurden) gehen die Zeugenaussagen auseinander. Uebereinstimmend war der Eindruck, dass dem Piloten in der letzten Flugphase halbwegs ein Abfangen gelungen war, das wegen der Bodennähe unvollendet blieb.

Der Expertenbericht erwähnt als Ursachen der Unfalls:

- a) die Durchführung der Umschulungsflüge trotz Einschränkung der verfügbaren Flugplatzfläche durch die Minierarbeiten;
- b) die relativ starken Rollmomente, die ein stark gepfeilter Flügel bei jeder Schiebebewegung hervorrufft;
- c) die etwas schwergängige Querrudersteuerung, die die Tendenz zum Übersteuern vergrössert haben mag.

Zu Punkt a) ist speziell auf die Feststellung von Hr. Läderach nach der ersten Notlandung zu verweisen (Flug 21):

"Ich möchte jedoch mit allem Nachdruck darauf hinweisen, dass dieser Unfall in keinem Zusammenhange steht mit den Flugeigenschaften des Gleiters N-20. Wie in früheren Flugrapporten darauf hingewiesen, sind die Ausmasse des Flugplatzes Emmen für die Durchführung solcher Versuche zu klein. Müssen aber solche Flugversuche gezwungenermassen auf derart beschränktem Terrain durchgeführt

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

26.4.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche

FP 3902/5

Blatt 95

werden, so ist mit dem Eintreffen solcher Vorkommnisse zu rechnen".

Wenn hierzu die früheren Pilotenaussagen über Einfluss von Schieberollmomenten und Steuerbetätigungskräften (Kap.9) betrachtet werden so dürfte der Vorfall fliegerisch erschöpfend erklärt sein. Diese Aussagen erhellen insbesondere, dass es für einen mit dem Flugzeug noch gänzlich unvertrauten Piloten wohl ausgeschlossen war, wirk-same Bremskurven in Bodennähe sauber zu fliegen. Auch mit herkömmlichen Flugzeugen werden die Gefahrenmomente des Kurvens in Boden-nähe (ganz besonders ohne Motor) unseres Wissens allgemein aner-kannt und gemieden.

Es ist auch leicht zu beweisen, dass innerhalb der fraglichen kur-zen Flugstrecke ein mehrmaliges S-Kurven (auch mit engsten Radien) nur winzige Kurvensegmente enthalten konnte; dieses S-Kurvenfliegen beschränkte sich somit in der Hauptsache auf rasche Kurvenwechsel, - Manöver, die die Tendenz zum Uebersteuern (wegen Schwergängig-keit & Massenträgheit der QR) wie auch zum Schieben (wegen kleiner SR-Kräfte) unweigerlich zum Ausdruck bringen mussten.

Nach Auftreten einer starken Querneigung in Bodennähe ist eine gleichsinnige Betätigung von SR und QR, wie sie vom Piloten bestä-tigt wird, absolut natürlich. Nun kamen aber gleichzeitig mehrere Komponenten zur Auswirkung, die alle im Sinn eines Rollmoments auf die Gegenseite gerichtet waren, nämlich:

- das Rollmoment infolge vollem Querruderausschlag,
- indirekte Rollmomente infolge vollem Seitenruderausschlag
- a) durch das normale Schieberollmoment des Pfeilflügels (am Gleiter verstärkt durch die V-Stellung der Aussenflügel; Fig. 17a),
- b) durch das normale Wenderollmoment eines beliebigen Flügels (siehe Zf. 9.6. Fig.17),
- eine sekundäre Schiebebewegung infolge rasch zunehmender Sinkge-schwindigkeit.

Die erstgenannten Komponenten kamen besonders stark zur Geltung, weil die Maximalausschläge der Ruder am Gleiter speziell ver-grössert waren.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20. 1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf.10.3.)

FP 3902/5

Blatt 96

Die brüskten Rollbewegungen in entgegengesetzte Hängelage sind durch diese Faktoren zur Genüge begründet. Ein Fehlen solcher Reaktion des Flugzeugs müsste angesichts der anormal grossen Ruderausschläge als ausgesprochener Mangel an SR- und QR-Wirksamkeit bezeichnet werden.

Der Achtfachsreiber lässt ungewohnt grosse Ausschläge und Schaltgeschwindigkeiten des Hauptruders im Verlauf des Unfallvorgangs erkennen. Die Geschwindigkeitsanzeige bewegte sich während des gesamten Gleitflugs bis zur Bodenberührung zwischen 240 und 200 km/h ($\alpha \sim 0,27 + 0,39$; $\alpha = 5,5 + 8,0^\circ$); der Expertenbericht stellt ausdrücklich fest, dass "sämtliche Geschwindigkeitsverlust oder ungenügende QR-Wirkung herbeiziehende Unfallversionen auszuschliessen" sind.

Die ausgewerteten Daten des Schriebs sind für den ganzen Gleitflug auf Bl. 96a dargestellt; die überflogene Basisstrecke ist aus der effektiven Fluggeschwindigkeit (als Mittel zwischen jeweiligen 10"-Zeitmarken) ermittelt.

Wie in diesem Diagramm angedeutet, bestand im Prinzip die Möglichkeit, den Gleitweg durch Verminderung der Fluggeschwindigkeit steiler zu machen. Es ist sehr verständlich, dass der (über diese Möglichkeit orientierte) Pilot vor einer Annäherung an die Minimalgeschwindigkeit gewisse Hemmungen empfand und das erstmalige "Ausfliegen eines Flugzeugs in Bodennähe als nicht angezeigt erachtete". Im Vergleich zum verlangsamten Gleitflug bietet jedoch die (ebenfalls anstellwinkelvergrössernde) Wechselkurventechnik unter den gegebenen Umständen entschieden weit erhöhte Risiken, ganz besonders im Licht der Erfahrungen von Hr. Läderach mit diesem Versuchsflugzeug. (gute Steuerbarkeit und Gutmütigkeit im Langsanflug gegenüber Empfindlichkeit auf Seitensteuer im Kurvenflug und Kurvenwechsel).

Es braucht kaum erwähnt zu werden, dass diese nachträglichen Folgerungen nicht als Anklage gegenüber dem momentanen Piloten-

Abschrift:

Ger

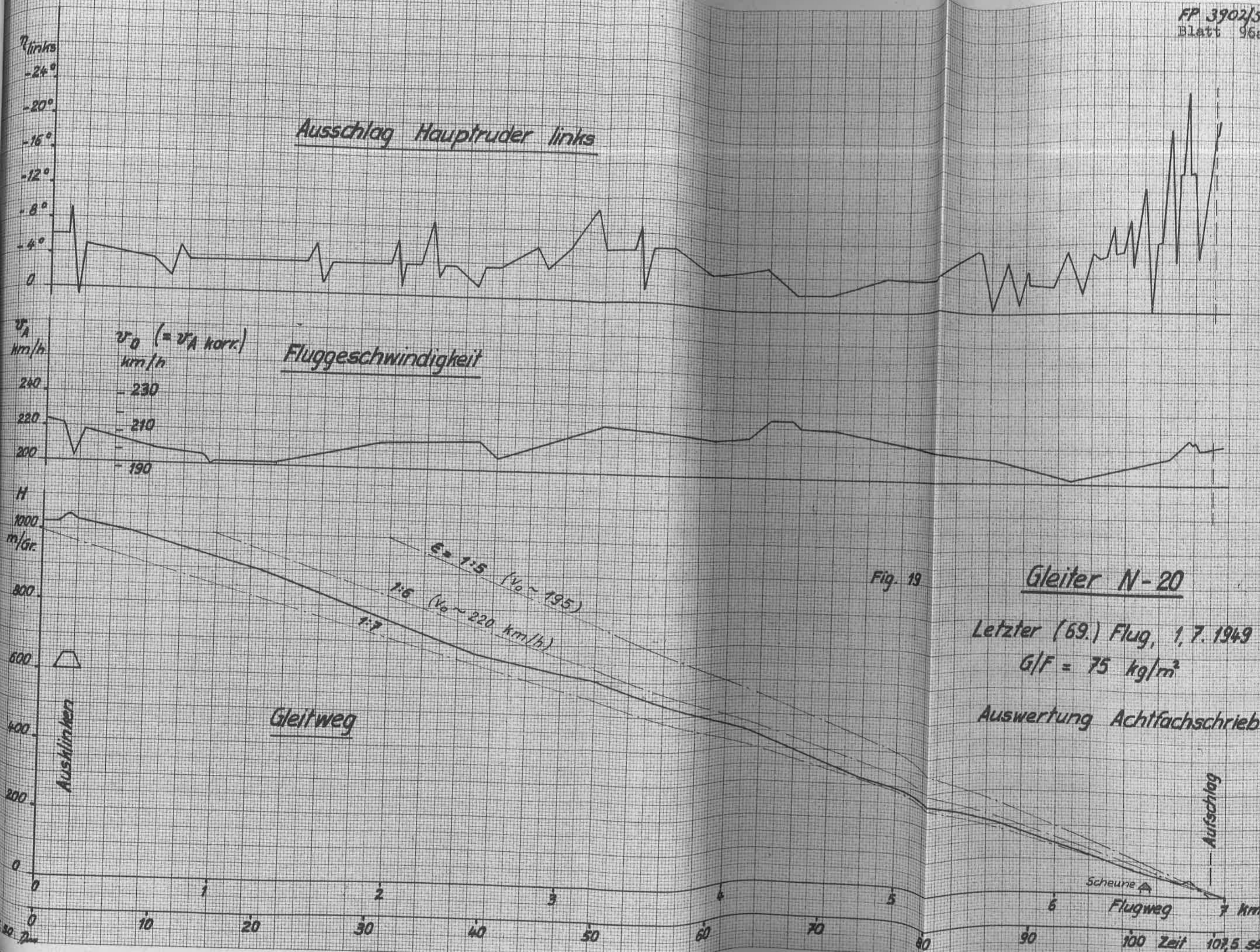
bearbeitet:

Ian

geprüft:

Ha

26.4.50.



entschluss, sondern lediglich als Lehren aus dem Unfallereignis zu werten sind. Letztere sind geeignet, falsche Rückschlüsse auf die Flugeigenschaften des N-20 zu vermeiden und die Mängel der angewandten Versuchstechnik zum Bewusstsein zu bringen. Als solche stellen sich in erster Linie heraus:

- a) Die Motorlosigkeit des Versuchsflugzeugs. Wie die Bruch-Notlandung von Flug 21 hätte sich auch der Umschulungsunfall offensichtlich durch Gasgeben vermeiden lassen. Darüber hinaus bietet die Motorisierung dem Piloten den unschätzbaren Vorteil, sich an unbekanntem Flugzeugtyp grundsätzlich in genügender Sicherheitshöhe mit jenen Steuermanövern vertraut zu machen, die er in Bodennähe für den Landevorgang allenfalls beherrschen muss.
- b) Die Unvollkommenheiten der Gleiter-Steuerungsanlage, die im Interesse der einfachen und raschen Konstruktion und Fabrikation, der Platzersparnis und der Einstellbarkeit in Kauf genommen wurden.
- c) Die ungenügende Grösse des Flugplatzes Emmen für Prototypen- und insbesondere für Gleiterversuche. Sie liess den Piloten bei beiden Unfällen ungenügenden Spielraum und zwang zu anormalen Aktionen. - Als Nebenprodukt dürfte aus dem letzten Unfall für das Einfliegen neuer Typen die Lehre gezogen werden, dass bei ungenügender Ausrollstrecke eher eine zu lange Landung in Kauf zu nehmen ist als ein der Kenntnis des Flugzeugs vorausseilendes Anflugmanöver, das sowohl den Piloten als auch das Flugzeug viel stärker gefährdet als eine allfällige Beschädigung beim Auslauf.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

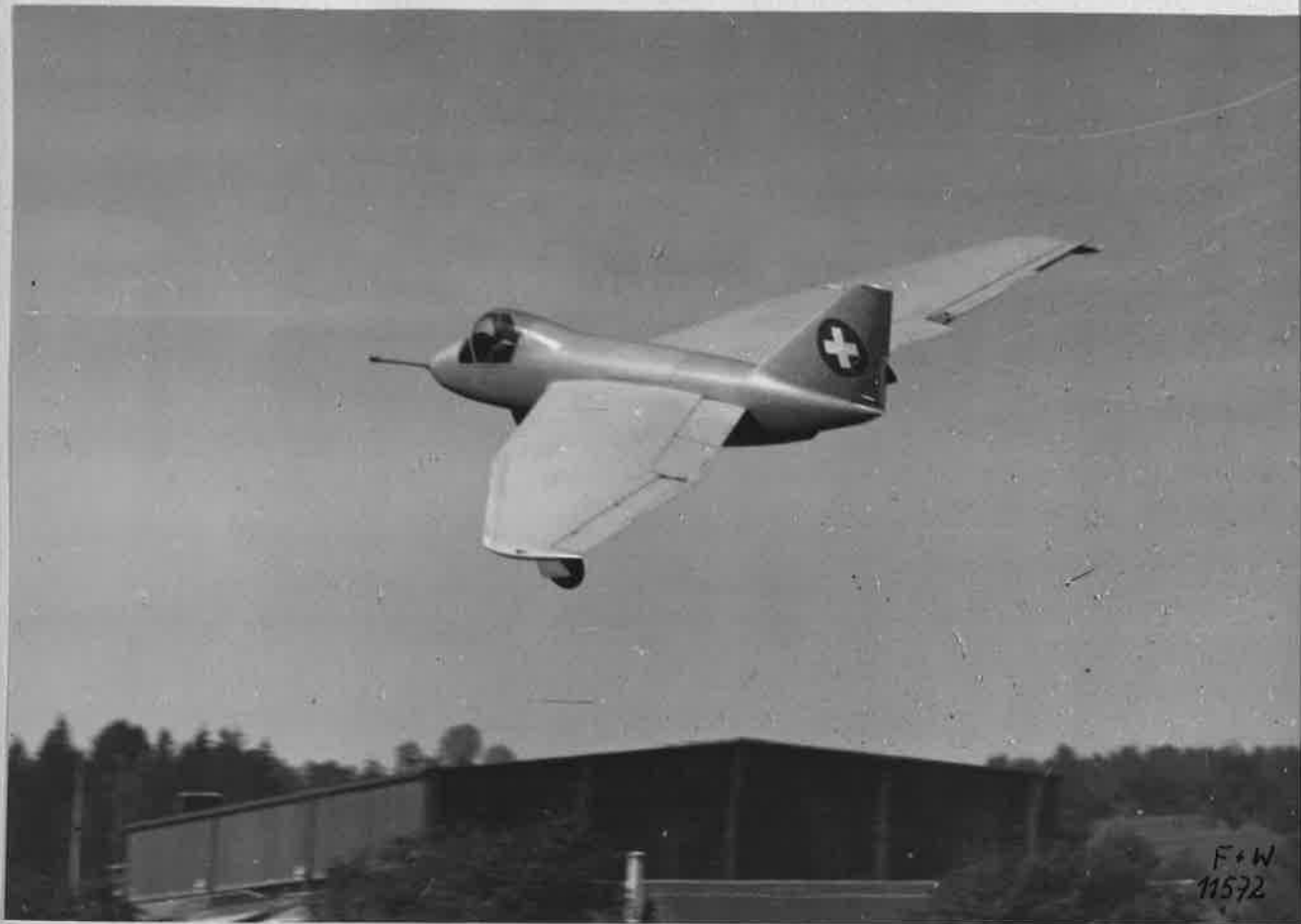
geprüft

Ha

26.4.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 10.3.)

FP 3902/5
Blatt 97a



F+W
11572

Abeschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

20.1.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 11.1.)

FP 3902/5

Blatt 98

11. SCHLUSSFOLGERUNGEN11.1. Allgemeines zum Typ N-20

Als erstes und wichtigstes Ergebnis der Gleiterversuche ist festzuhalten, dass der praktische Nachweis der Flugfähigkeit und Steuerbarkeit eines Flugzeugs der Konzeption N-20 erbracht wurde. Diesen Nachweis erstmals auf dem Prototypen der Grossausführung leisten zu müssen, wäre technisch wie psychologisch ein schwieriges Unterfangen gewesen.

Flugeigenschaften und Steuerbarkeit erwiesen sich im untersuchten Bereich des Normal- und Langsamflugs als gut. Kunstflugerprobungen kamen nicht mehr zur Durchführung.

Eine gewisse Erschwerung der Führung im Vergleich zu herkömmlichen Flugzeugen bietet anfänglich das Auftreten von Schieberollmomenten. Diese Eigenschaft hängt nicht mit der Schwanzlosigkeit, sondern lediglich mit der Flügelpfeilung zusammen; sie zwingt den Piloten zu vermehrter Sorgfalt gegenüber Schiebezuständen. Die Erfahrung an Flugzeugen mit normalem Leitwerk und stark gepfeiltem Flügel zeigen, dass sich die Piloten rasch an das Schiebe-Rollverhalten gewöhnen (Erfahrungen mit North American F-86 sowie Pfeilflügeltypen Hawker, Saab etc.).

Eine solche Angewöhnung war auch beim ersten Gleiterpiloten Hr. Läderach deutlich zu beobachten (und zwar schon während des ersten Drittels seiner Gleiterflüge). Allerdings wurde beim Gleiter die Angewöhnung erschwert durch die dieser Modellausführung eigenen Unzulänglichkeiten der Steuerungsanlage (Schwergängigkeit der Querrudersteuerung; geringe Seitenruder-Betätigungskräfte) und die Behinderung infolge seiner Motorlosigkeit, - Umstände, die sich besonders beim Umschulungsunfall verhängnisvoll auswirkten.

Abschrift:

bearbeitet:

geprüft

Ger

Lan

Ha

26. 4.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 11.1.)

FP 3902/5

Blatt 99

Die Gleiterversuche haben des weiteren folgende Eigenschaften des N-20 bewiesen:

- Freiheit von Kurs- und Längsinstabilität (sowohl statisch als auch dynamisch) im untersuchten Geschwindigkeits- und Höhenbereich.
- Gute Steuerwirksamkeit im Schnell- und Langsamflug.
- Ungefährliches Abkipverhalten; gute Vorwarnung in Form von Rütteln des Flugzeuges (mindestens ohne Rumpflappen).
- Hohe Rollstabilität des Fahrwerks bei genügendem Nachlauf des Bugrades.

Zu beanstanden oder unsicher verblieben:

- Querstabilität. Dass der Pilot ein Fehlen von Querstabilität feststellte, hängt mit der übermässigen Reibung in der QR-Steuerung zusammen, die nach aufgebrachter Störung die Rückführung des Querruders in die Ausgangslage nur innerhalb des Reibungsbandes zulies.

Immerhin trat die erwartete Kurs-Quer-Instabilität bei grossen α -Werten (siehe Bericht FP 3171/3) nicht auf. Dieses Resultat der Gleiterversuche gab Anlass zu eingehenderer Untersuchung der dynamischen Kurs-Quer-Stabilität des N-20. Es bestätigte sich dass dem Deviationsmoment bezüglich der Flugbahn, das in den ursprünglichen Rechnungen wie üblich vernachlässigt war, mehr und mehr Bedeutung zukommt mit dem wachsenden Anstellwinkelbereich moderner Flugzeuge von geringer Flügelstreckung; dieser Zusammenhang wird auch in der neuen englischen Fachliteratur (Data Sheets der Roy.Aeron.Soc.; Sternfield, R. & M. No.1956) hervorgehoben. Das Deviationsmoment hat eine stark stabilisierende Wirkung; vergl. Bericht FP 3171/7.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft

Ha

26.4.50.

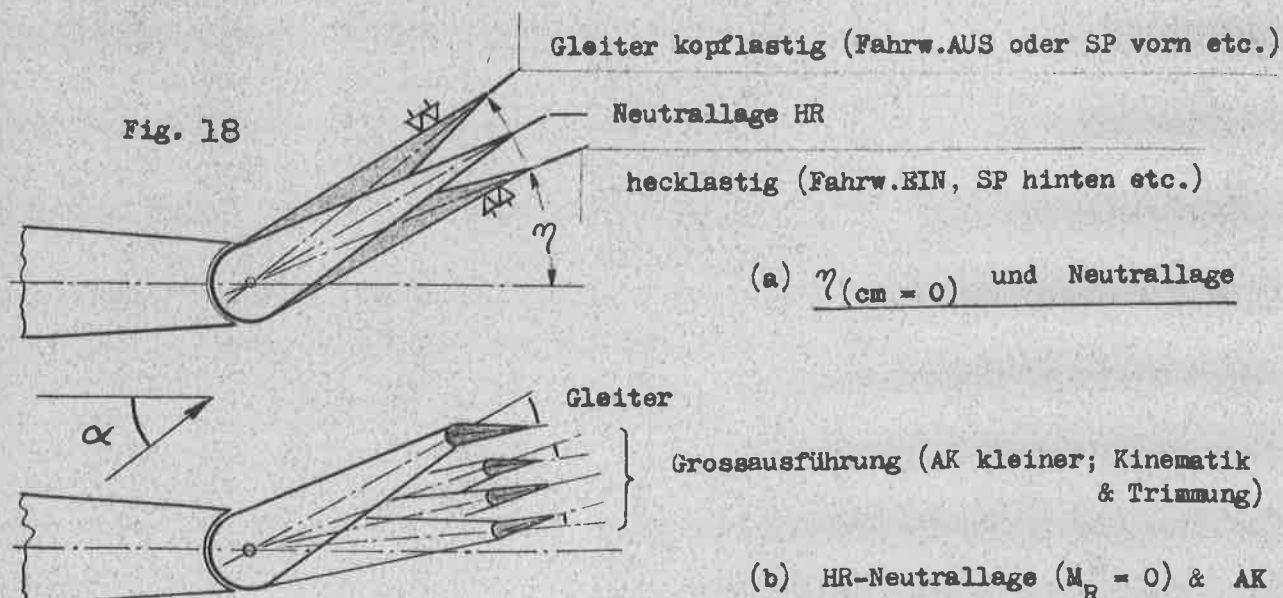
- Längsstabilität mit freiem Ruder. Die Feststellung des Piloten, dass der Gleiter bei Annäherung an α_{\max} hecklastig werde (Flug 42, 44, 62; Ziffer 9.4), hängt mit dem Luftkraftmoment des Höhenruders zusammen, das beim betreffenden Ausschlag ein Stossen des Knüppels erfordert. Fliegerisch kommt diese Erscheinung immerhin einer statischen Instabilität mit losgelassenem Ruder gleich (Loslassen führt zu stärkerem Anstellen, weiterer Aufwärtsverschiebung der Ruder-Neutrallage und event. zum Abkippen).

Ein ähnliches Verhalten der HR-Handkraft im Bereich von α_{\max} wurde auch bei Flugzeugen mit normalem Leitwerk schon mehrfach beobachtet. Es wird wiederum verstärkt durch den ausserordentlich grossen Anstellwinkelbereich als Folge der kleinen Flügelstreckung.

Als Gegenmassnahme genügt es, den erforderlichen HR-Ausschlag oder die Neutrallage des Ruders so zu verschieben, dass

$$|\eta (cm = 0)| > |\eta (M_R = 0)|,$$

wie dies beim Gleiter mit dem Ausfahren des Fahrwerks oder Senken der Nasenklappen eintrat (Flug 46 bzw. 43). Bei der Grossausführung, wo eine Servosteuerung der Hauptruder sowie eine Trimmverstellung der Ausgleichklappen vorgesehen sind, bieten sich hierzu mehrere Möglichkeiten (falls nicht die Verkleinerung und stärkere Untersetzung der AK schon ausreichende Abhilfe bringen).



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft:

Ha

26.4.50

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 11.1.)

FP 3902/5
Blatt 101

- Alle weiteren Beanstandungen vonseiten des Piloten (Beschlagen der Kabinenhaube, Belüftung, Rütteln von Fahrwerk und Klappen, etc.) bezogen sich lediglich auf die Gleiterausführung des N-20.

11.2. Messergebnisse

Die Reynolds-Zahl der Gleitermessungen betrug rund 1/2 des Wertes für den entsprechenden Flugzustand der Grossausführung bei gleichen Flughöhen.

Auftriebsbeiwerte:

Die am Gleiter gemessenen Werte erzeugen eine wesentliche Aufbesserung von ca_{max} für den Gleichgewichtszustand:

ca_{max} für	Nasenklappenausschlag		
	0°	~ 8°	~ 20°
Windkanal {	0,75 (0,77)	0,77 (0,80)	0,77 (0,83)
Gleiter	0,90	1,00	1,08

Da der erforderliche Höhenruderausschlag und damit der Auftriebsverlust im Fall Gleiter geringer ist als im Windkanal, ist obiger Zuwachs an ca_{max} nicht gänzlich als Re-Einfluss zu deuten; die eingeklammerten Zahlen gelten für das Windkanalresultat mit Höhenruderausschlag gemäss Gleiterversuch.

Bei mittleren und kleinen Anstellwinkeln stimmen die Auftriebsbeiwerte und speziell deren Gradient $dca/d\alpha$ für Gleiter- und Windkanalversuch gut überein.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft:

Ha

26. 4.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 11.2.)

FP 3902/5
Blatt 102Widerstandsbeiwerte:

Bei kleinen und mittleren Anstellwinkeln bestätigen sich die Ergebnisse der Windkanalmessungen gut; bei Annäherung an α_{max} zeigt der Gleiter wesentlich schwächeren Widerstandsanstieg.

Längsmomente:

Die Höhenruderausschläge des Stationärfluges sind bei den Gleitermessungen wesentlich kleiner, als der Windkanalversuch erwarten lässt.

Die Untersuchungen mit erhöhten Schwerpunktsvorlagen lassen ausserdem erkennen, dass der Neutralpunkt des Flugzeugs mit zunehmendem α bei weitem nicht das starke, stabilisierende Rückwärtswandern erfährt wie nach der Windkanalauswertung.

Dank dieser Gleiterergebnisse kann bei der Grossausführung N-20 erstens eine bedeutsame Einschränkung des Hauptruder-Ausschlagbereiches in der Konstruktion erfolgen; zweitens lässt sich eine Vorverschiebung des Normalschwerpunktes (um etwa 0,5 - 1,0%t) ins Auge fassen. Letztere kann erst auf Grund des Stabilitätsverhaltens im Schnellflug fixiert werden.

Die Höhenruderwirkung auf das Längsmoment erreichte am Gleiter nur 80 - 83 % des Windkanalwertes, was durch den abmindernden Einfluss der Ausgleichklappen vollauf erklärlich ist. Die Servosteuerung macht bei der Grossausführung den aerodynamischen Ruderausgleich weitgehend unnötig (Ausgleichklappen kleiner und stärker untersetzt), was die Wirksamkeit der Hauptruder wieder erhöht und den erforderlichen Ausschlag weiterhin reduziert.

Nasenklappen:

Die Nasenklappenbetätigung bringt, wie der Windkanalversuch vermuten liess, ein günstigeres Abkippsverhalten. Dieser Umstand ist wahrscheinlich mitverantwortlich für die erzielte Steige-

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

26.4.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 11.2.)

FP 3902/5
Blatt 103

rung der Höchstauftriebsbeiwerte, da sie dem Piloten stärkeres Ausfliegen des Gleiters erlaubte. Zahlenwerte siehe Blatt 101.

Der Nasenklappenausschlag reduziert den im Gebiet des Höchstauftriebs erforderlichen HR-Ausschlag ein wenig (in starkem Gegensatz zum Windkanalergebnis). Damit fällt ein Hauptnachteil der NK dahin. Trotzdem entschied man sich auf Grund der Gleiterversuche zum Verzicht auf die Nasenklappen bei der Grossausführung: Da die Abkippeigenschaften und die Höchstauftriebswerte auch ohne die Klappen befriedigend sind, rechtfertigt deren (erst bei extrem grossen α -Werten auftretende) Wirkung den hohen konstruktiven und gewichtigen Aufwand und den unvermeidlichen aerodynamischen Nachteil im Schnellflug nicht.

Rumpfkappen:

Abkippsversuche und Messungen von $c_{a_{max}}$ mit Rumpfkappen stehen aus. Im untersuchten Bereich steht der c_a -Zuwachs im Einklang mit dem Windkanalresultat (bei $\alpha = 18^\circ$: $c_a = 0,87$ ohne bzw. $0,93$ mit RK, lt. Gleiterpolaren).

Der Hauptzweck der Rumpfkappen liegt in der hecklastigen Momentenwirkung. Diese ist am Gleiter im zuverlässig vergleichbaren α -Bereich eher grösser als nach Windkanalversuch und entspricht einer Reduktion des erforderlichen HR-Ausschlags

um	$\Delta \eta =$	3°	4°	6°
bei	$\alpha =$	$7,5^\circ$	12°	16°

Die Pilotenaussagen deuten daraufhin, dass die Rumpfkappen eine verstärkte Turbulenz erzeugen, die unter Umständen das "komfortable" Erfliegen der theoretisch erreichbaren Höchstauftriebswerte beeinträchtigen kann. Letztere liegen bei sehr grossem Anstellwinkel ($25 - 26^\circ$), wo ohnehin die Windkanalresultate unsicher sind.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

26.4.50.

N-20 Gleiter und Gleiterversuche (Zf. 11.2.)

FP 3902/5
Blatt 104

Eine Abklärung betreffend nutzbarer Auftriebserhöhung der Rumpfkappen muss am Prototyp N-20 erfolgen. Auch die Notwendigkeit der RK für den Momentenhaushalt im Langsamflug (gewissermassen als Höhenflosse) kann erst am Prototypen, im Verein mit den Einflüssen von Triebwerkstrahl und Strahlablenkung, abschliessend beurteilt werden.

Windkanalmessung:

Die Diskrepanzen zwischen Windkanal- und Gleiterresultaten in Bezug auf

Widerstandsbeiwerte	}	bei grossen Anstellwinkeln
Momentenbeiwerte		
Neutralpunktlage		
Momenten- und Auftriebs wirkung der Nasenklappen		

lassen sich weder durch Messungenauigkeiten noch durch die Abweichungen der Gleiter-Rumpfform (Kabine; Wegfall der Waffenwülste) erklären. Auch Reynolds-Einflüsse liefern keine genügende Begründung. Es muss angenommen werden, dass die Windkanalkorrektur für die betreffenden Modelle im Bereich grosser Anstellung ungenügend ist, und zwar hängt der Fehler offenbar mit der Auftriebserzeugung (übermässige Ablenkung des Luftstrahles; Versperrungseffekte) zusammen.

Diese Frage müsste durch Vergleichsmessungen verschieden grosser, sonst identischer Modelle im Windkanal, event. mit offener und geschlossener Messtrecke, abgeklärt werden. Eine Untersuchung dieser Art ist insbesondere für die Bewertung des Triebwerkeinflusses auf den Langsamflug wünschenswert.

Im Bereich mittlerer und kleiner Anstellwinkel stehen die Flug- und Kanalergebnisse gut im Einklang.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

264.50

11.3. Zweck und Technik der Gleiterversuche

Die Versuche mit dem Gleiter N-20 stellten die ersten ausgedehnten Flugmessungen dar, die im Dienst der schweizerischen Flugzeug-Prototypenentwicklung bisher durchgeführt wurden. Sie sind als Zweckforschung in Ergänzung der rechnerischen und Windkanaluntersuchungen zu werten, und lieferten trotz der Mängel der Methode eine Reihe von wertvollen Ergebnissen und Erfahrungen.

Die wichtigsten Lehren bezüglich der Versuchsmethode sind folgende:

Betreffend Konstruktion und Herstellung erlaubt ein motorloses Grossmodell im Vergleich zu einem kompletten Prototypen wesentliche Einsparungen an Zeit und Kosten. Diesem Gewinn steht jedoch ein stark erhöhter Aufwand an Zeit und Kosten für Durchführung und Auswertung der Versuche gegenüber.

a) Komplikation der Flugtechnik, insbesondere bei ungenügend grossem Flugplatz.

Schleppstart: ist erschwert durch Abwindeinflüsse des Schleppflugzeugs; nützbare Rollstrecke durch langes Schleppseil verkürzt. Erhöhte Gefahren bei Motorstörung.

Landung des Gleiters erfordert langsames Einüben der Landetechnik mit Beihilfe des Schleppflugzeugs. Einweisung des Piloten in das Freiflugverhalten ist (im Gegensatz zur üblichen Umschulungsmethode auf neue Typen) erst später möglich.

Schleppflug: erfordert zwei Piloten und stellt an diese sehr hohe Anforderungen betreffend Konzentration und Zusammenarbeit.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ian

geprüft:

Ha

26.4.50

b) Schlechte Flugzeit-Rendite. Während mit einem motorisierten Versuchsflugzeug nötigenfalls mehrere Polaren im gleichen Flug gemessen werden können, benötigte der Gleiter pro Polare mindestens 3 Flüge, mit entsprechend erhöhter Störungsanfälligkeit.

Auch der relativ kurze Gleitflug kann nur zum Teil für Freiflugmessungen ausgenützt werden, weil die Präzisionslandung ohne Motor eine geraume Höhenreserve (2000 - 2500 m) zur Vorbereitung erfordert. Dieser Umstand macht grosse Ausklinkhöhen wünschbar; mit Annäherung an die Gipfelhöhe des Schleppzuges werden jedoch Steiggeschwindigkeit im Schlepp und Sinkgeschwindigkeit im Freiflug ungünstiger. Als Mittel der Polarenmessflüge ergab sich folgende Zeitausnützung:

Steigzeit	ca. 70 %	($H_{max} = 5000 - 6000 \text{ m/M}$)
Freiflug	" 30 %	
Versuchsperiode	" 19 %	

Die gesamten Flug- und Versuchszeiten aller Gleiterflüge ergeben folgendes Bild:

<u>Gleiterpilot</u>	<u>Anzahl Flüge</u>	<u>Flugzeit: total</u>	<u>Freiflug</u>
Hr. Läderach	64	29 h 13'	6 h 55'
Hr. Mathez	5	1 h 05'	- 03 1/2'
		<u>30 h 18'</u>	<u>~7 h 00'</u>

Nach Abzug der Einweisungs- und Kontrollflüge sowie des Landungsanteils verbleiben für die eigentlichen Freiflugversuche knapp 3 h.

c) Versuchstechnik und Auswertung. In der Auswertung von Gleitflugmessungen ist die Kenntnis von Sinkgeschwindigkeit und Gleitwinkel von Bedeutung. Deren Messung ist wegen Abhängigkeit von

atmosphärischen Einflüssen schwierig.

Darüber hinaus bringt die Gleitflugmessung selbst bei gut stationärer Fluglage dynamische Faktoren (bezüglich Luftdichte und Energiehaushalt) und damit Nachhinken der Instrumentenanzeigen ins Spiel. Eichkurven aus statischen Messungen sind erst nach Korrekturen verwendbar.

Sind diese Probleme gelöst, so verbleibt die Erschwerung, dass jedem Messpunkt ein veränderter Atmosphärenzustand zugeordnet ist, wobei besonders die Vielzahl der Messflüge langwierige Umrechnungen nötig macht.

Die gleichen Umstände bedingen auch, dass die Reproduzierbarkeit gegebener Messbedingungen praktisch unmöglich wird, was besonders bei mangelhaften Mess- und Registriermethoden nachteilig ist.

d) Termine.

Die rasche Abwicklung des Versuchsprogramms und der Auswertung war durch obenerwähnte Gründe stark behindert. Haupthindernisse waren angesichts der Vielzahl der nötigen Flüge:

- Abhängigkeit von Wind- und Terrainverhältnissen mit Rücksicht auf Schleppstart und Landung;
- Starke Witterungsabhängigkeit durch die Forderung grosser Ausklinkhöhen (Bodensicht unerlässlich für Gleiterpilot);
- Abhängigkeit von Flugbereitschaft des Schleppflugzeugs, solange keine Austauschmöglichkeit;
- Längerer Unterbruch nach Notlandung und schliesslich gänzlicher Abbruch durch den Umschulungsunfall (beide Zwischenfälle primär wegen Motorlosigkeit und ungenügenden Flugplatzdimensionen).

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft

Ha

26.4.50

e) Instrumentierung

Der relativ hohe Gesamteinsatz rechtfertigt es, bei Gleiterversuchen zur optimalen Ausnützung der kurzen Versuchsperioden möglichst hochwertige Instrumente zu verwenden. Die beim F+W vorhandenen Registriergeräte müssen für solche Zwecke als ungenügend taxiert werden.

Die Instrumentenauswahl ist umso wichtiger, als dieser Ausrüstung im Gleiter bezüglich Gewicht, Raum und Antriebsleistung sowie Ueberwachungsmöglichkeit im Flug enge Grenzen gesetzt sind.

Besondere Beachtung erfordert bei der Gleiterinstrumentierung die weitmöglichste Vermeidung von Anzeigetragheit (insbesondere betreffend statischem Druckausgleich).

f) Allgemeine Folgerung

Versuche mit einem motorlosen Grossmodell eignen sich gut für qualitative Beobachtungen, insbesondere über dynamisches Verhalten und Flugeigenschaften.

Wenn die Forderung der dynamischen Aehnlichkeit ein verhältnismässig hoch belastetes Gleitflugzeug voraussetzt, ergeben sich jedoch - mindestens für hiesige Verhältnisse - erhebliche Schwierigkeiten flug- und versuchstechnischer Art. Die "Rendite" der Versuche wird dadurch stark reduziert, weshalb das Versuchsprogramm auf ein Minimum beschränkt werden muss.

Für Untersuchungen, die ein ausgedehntes Messprogramm bedingen, ist in Bezug auf Kosten wie auch Termine ein motorisiertes Versuchsflugzeug eindeutig vorzuziehen. Am besten dürfte sich hierzu ein vereinfachtes Baumuster des Prototyps eignen, das nur das Allernotwendigste an Ausrüstung und Zuladung enthält und ein zuverlässiges, flugerprobtes Triebwerk umfasst.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lan

geprüft:

Ha

26.4.50

Flugprogramm Gleiter N - 20

FP 3902/5

1

Beilage 1a

FLUGPROGRAMM GLEITER N - 20

Das Gesamtflugprogramm des Gleiters wird in folgende 3 Etappen unterteilt:

1. Etappe: Fliegen und Kennenlernen des Gleiters; umfassend: Rollversuche, Starthüpfen, sowie Schlepp- und Freiflüge.
2. Etappe: Untersuchung der Normal- und Langsamflugeigenschaften
3. Etappe: Untersuchung im Hochgeschwindigkeitsgebiet

Während in der 1. Etappe sich der Pilot mit dem Flugzeug in der Luft vertraut machen soll, stellen die 2. und 3. Etappe die eigentlichen Messflüge mit zusätzlicher zahlenmässiger Erfassung der Vorgänge dar.

I. ETAPPE

1. Boden- und Rollversuche

1.1. Prüfung der Kippmöglichkeit auf das Schwanzende am Stand für Normal- und Grenzschwerpunktlagen.

Eventuell Sicherung anbringen, wenn Pilot nicht im Flugzeug ist.

1.2. Rollversuche im Autoschlepp bis zu den maximal auf diese Weise möglichen Geschwindigkeiten.

Untersuchung auf "Shimmy", Rollstabilität und Seitenrudereinfluss sowohl auf Hartbelagpiste wie Grasnarbe. Durchführung von Bremsversuchen und Messung der Rollreibung.

Beobachten der Seitensteuerwirkung.

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft:

1.3.1948.

Prüfung der Klinkenauslösung bei symmetrischem und unsymmetrischem Zug.

1.3. Standversuche mit "Jato-Rakete"

Funktionsprüfung und Beobachtung der Einwirkung auf Rumpfhinterteil und Leitwerk.

1.4. Rollversuche mit Rakete auf Hartbelagpiste, jedoch ohne Abheben des Flugzeuges.

Dies stellt eine Erweiterung der Versuche von 1.2. dar. Bewegungsablauf mittelst Film festhalten, jedoch gleichzeitig durch Stoppen der Zeiten an mehreren Pistenpunkten Geschwindigkeit, Beschleunigung und Rollstrecke ermitteln.

2. Start-Hüpfer

2.1. Mit Rakete

1. Versuch: Ruderstellung 0 und Flugzeug eventuell selbst abheben lassen.
2. Versuch: Leichtes Anziehen des Höhenruders am Bahnende
3. Versuch: Progressives steigern der Abhebung mittelst
· Höhensteuer und eventuell leichten Lande-
· klappenausschlag.
·

2.2. Start-Hüpfer mit Rakete und Gummiseilhilfe

Etwa 3 - 4 analoge Versuche wie 2.1.

3. Schleppflüge hinter C 3604 (Fahrgestell immer ausgefahren)

3.1. Probe-Schleppstart

Rollen hinter C 3604 bis auf ca. 80 km/h

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft:

1.3.1948.

3.2. Schleppflug mit Heranführen des Gleiters zur Landung.

1. Flug: Nach Start, Höhe von ca. 2000 m aufsuchen; im Schlepp fliegen mit leichten Kurven und Geschwindigkeitsvariation zwischen $V_A = 180 + 320$ km/h bis der Pilot mit dem Gleiter einigermaßen vertraut ist.

Abtasten in welchen Grenzen der Gleiter im Schlepp sich seitlich versetzen kann.

Einstellen der Trimmung auf etwa 200 km/h

Vergleich der Geschwindigkeitsangaben vom C 3604 und vom Gleiter im Palier durch Funkübertragung der Ablesungen an Bodenstation.

Mit ca. 180 + 220 km/h fliegen und Nasenklappe etwa 20° ausschlagen. Wenn sich keine nachteiligen Veränderungen ergeben, diese Position für die Landung beibehalten.

Heranführen des Gleiters zur Landung in etwa 50 m Höhe.

(Den Sinkflug so durchführen, dass die Gefahr des Vorscheissens des Gleiters vermieden ist. Sinkgeschwindigkeit ca. 6 m/sec). Diesen Anflug eventuell einige Male wiederholen, dann richtig ausklinken.

($v_{\text{Schlepp minimal}} \sim 200$ km/h)

Landung im Geschwindigkeitsbereich $V_A \sim 170 + 190$ km/h durchführen. (Entspricht auch etwa der minimalen Sinkgeschwindigkeit).

Im Notfall, wenn der Pilot glaubt, die Landung in Emmen nicht durchführen zu können, ist der Flugplatz Kloten anzufliegen.

Eventuell Wiederholung dieses Fluges bis Pilot eingeführt ist.

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft:

1.3.1948.

2. Flug: Schleppflug mit Heranführung des Gleiters zur Landung mit Ausklinken an vorbestimmtem Ort, jedoch in grösserer Höhe als bei Flug 1 (ca. 100 m).
3. Flug: Analog Flug 2 jedoch Ausklinkhöhe nochmals gesteigert.
4. Flug:

Die Anzahl der Flüge und die Steigerung der Ausklinkhöhe richtet sich nach dem Piloten; er soll mit diesen Flügen das Gefühl und das Schätzungsvermögen für den Landeanflug erhalten.

Bei all diesen Schleppflügen sollen jegliche abnormalen Fluglagen vermieden werden.

4. Freiflugversuche

Schleppstart mit C 3604; anschliessend Steigflug und Ausklinken in 4 - 5000 m Höhe.

a) Fahrgestell ausgefahren

- 4.1. Kurven im Gleitflug und Geschwindigkeitsvariation innerhalb sicheren Grenzen.
- 4.2. Abkippsversuche mit Nasenklappen ausschlag im Höhenbereich 5000 + 2000 m.
- 4.3. Abkippsversuche ohne Nasenklappen ausschlag im Höhenbereich 5000 + 2000 m.

b) Fahrgestell eingefahren

- 4.4. Kurven im Gleitflug und Geschwindigkeitsvariation innerhalb sicheren Grenzen.
- 4.5. Abkippsversuche mit Nasenklappen ausschlag im Höhenbereich 5000 + 2000 m.

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Ha

geprüft:

1.3.1948.

Eldg. Flugzeugwerk EMMEN

Flugprogramm Gleiter N - 20

FP 3902/5

5

Beilage la

4.6. Abkippsversuche ohne Nasenklappenausschlag im Höhenbereich
5000 + 2000 m.

Jeweils während dem Schleppsteigflug ist eine Fahrgestellprüfung
durchzuführen.

Abschrift: Du

bearbeitet: Ha

geprüft:

1.3.1948.

GLEITER N - 20 : GENERELLES FLUGPROGRAMM, 2. ETAPPE

(Erprobung des Normalflugbereiches)

1. Funktionsprüfungen im Flug

- 1.1. Fahrgestell
- 1.2. Raketenverstellung
- 1.3. Ruderkraft- und Ruderwegmessungen
- 1.4. Anstellwinkelgerät
- 1.5. Achtfachschreiber, Kinorecorder

2. Eichflüge für Geschwindigkeits- und Höhenmesser

- 2.1. Ermittlung der Einbaukorrekturen

3. Langsamflugeigenschaften

- 3.1. Prüfung der Zulässigkeit der vorderen Schwerpunktlage
(Entsprechend abgebrannter Rakete) im normalen Geschwindigkeitsbereich.
- 3.2. Langsamflugeigenschaftserprobung mit Fahrgestell ausgefahren.
Normalschwerpunktlage
- 3.3. Langsamflugeigenschaftserprobung mit Fahrgestell eingefahren.
Normalschwerpunktlage

Versuche 3.2. und 3.3. mit Jato-Ausrüstung, Erprobung des Ueberziehens und Feststellung der Abkipptendenz.
Ueberziehen langsam durchführen.

4. Polarenmessungen

- | | | | |
|------------------------------|-----|---|-------------------------------------|
| 4.1. Fahrgestell ausgefahren | | | |
| 4.1.1. Schwerpunktlage | I | } | Ausgleichsklappenübersetzung
(a) |
| 4.1.2. dito | II | | |
| 4.1.3. dito | III | | |
| 4.2. Fahrgestell eingefahren | | | |
| 4.2.1. Schwerpunktlage | I | } | Ausgleichsklappenübersetzung
(a) |
| 4.2.2. dito | II | | |
| 4.2.3. dito | III | | |
| 4.2.4. Schwerpunktlage | I | } | Ausgleichsklappenübersetzung
(b) |
| 4.2.5. dito | II | | |
| 4.2.6. dito | III | | |

5. Stabilitätsmessungen

5.1. Statische Längsstabilität für feste und löse Ruder bereits in Polarenmessung inbegriffen

5.2. Statische Stabilität im beschleunigten Flug mit eingezogenem Fahrgestell.

5.2.1. Abfangen aus Stechflug
Schwerpunkt I

5.2.2. Abfangen aus Stechflug
Schwerpunkt II

5.2.3. Abfangen aus Stechflug
Schwerpunkt III

4 verschiedene Abfang-
beschleunigungen n
möglichst in gleicher
Höhe!

$v \sim 400 \text{ km/h}$

6. Seitenruderwirkung

Fahrgestell eingezogen, Normalschwerpunktslage

6.1. Schiebeflug bei 4 Geschwindigkeiten

Variation des Schiebewinkels; Schieberollmoment mit Querruder ausgleichen

7. Querruder Rollwirkung

Fahrgestell eingezogen, Normalschwerpunkt slage, 4 Geschwindigkeiten

7.1. Fliegen von 360° - Rollen

Variation der Rollgeschwindigkeit

8. Dynamische Stabilität

Aufbringen einer Störung, Messung des Abklingens des Bewegungsvorgangs

8.1. Längsstabilität (feste Ruder)

Fahrgestell eingezogen

8.1.1. Schwerpunktslage I

8.1.2. Schwerpunktslage II

8.1.3. Schwerpunktslage III

3 Schwerpunktslagen und je
etwa 3 Geschwindigkeiten
möglichst in gleicher Aus-
gangshöhe

8.2. Kontrolle des rechnerischen Höheneinflusses durch Messung eines Punktes (Vorganges) in anderer Höhe.

8.3. Kursstabilität (festes Ruder)

Fahrgestell eingezogen, Normalschwerpunktlage
3 Geschwindigkeiten im gleichen Höhenbereich

8.4. Rollstabilität (festes Ruder)

Fahrgestell eingezogen, Normalschwerpunktlage
4 Geschwindigkeiten im gleichen Höhenbereich

9. Wendigkeits- und Steuerbarkeitsprüfung, Akrobatik

Fahrgestell eingezogen, Normalschwerpunktlage

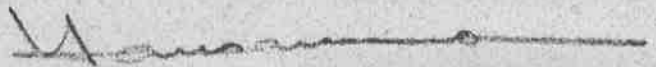
9.1. Kurven von 360° bei 3 Geschwindigkeiten

9.2. Kurvenwechsel (geflogene ∞), 3 Geschwindigkeiten

9.3. Looping normal

9.4. Rollen (bereits unter 7 enthalten)

9.5. Vrilleversuche



19. Mai 1948.

Ha/Du

Kopie an: KTA - D - Wt - Br - Ldf - Rr - Ha

Datum	Flug-Piloten		Flugdauer		Ausklink-Höhe m/Boden	Flug- gewicht	Rakete	Schwer- punkt in % t	Aufgabe	Bemerkung
	Nr.	Schl: Flz.	Total	Gleitflug						
1948										
17.4.	1	Wy	12'	30"	100	1345		56,5	Erstflug	<u>ETAPPE I: Einweisung und Kontrollen</u> Ausklinken im geraden Anflug, mit wachsender Ausklink- Distanz; Schleppflz. C-601.
19.4.	2	Wy	16'	40"	ca. 150	1345		56,5	Einweisg. & Ziellandetraining	
20.4.	3	Wy	27'	40"	150	1345		56,5	" "	
21.4.	4	Wy	22'	1'00"	250	1345		56,5	dito, mit 1/4 Anflugvolte	
	5	Wy	16'	ca. 1'	ca. 350	1345		56,5	" " 1/3	
	6	Wy	27'	1'20"	400	1345		56,5	" " 1/2	
26.4.	7	Wy	10'	1'20"	400	1345		56,5	" " 1/2	Freiflug mit 110°-Kurve
	8	Wy	9'	1'40"	550	1345		56,5	" " 1/2	" " 110° "
	9	Wy	6'	1'40"	550	1345		56,5	" " 1/2	ca. 150°-Kurve, Filmaufnahmen aus C-3603.
	10	Wy	11'	2'25"	1250	1345		56,5	" " 1/1	ca. 150°-Kurve
	11	Wae	11'	2'42"	1350	1345		56,5	" " 1/1	180°-Kurve
27.4.	12	Wy	16'	2'50"	1500	1345		56,5	" " 1/1	360°-Kurve
	13	Wy	22-	5'40"	4000	1345		56,5	" " 1/1	Volle Volte nach Links- & Rechtskurven
	14	Wy	25'	5'32"	4000	1345		56,5	" " 1/1	Leichte Glissaden in der An- flugkurve
18.5.	15	Wae	15'	3'58"	2100	1405		56,55	" m/Versuch Steilkurven	Steilkurven 360° links & rechts.
19.5.	16	Wy	16'	3'26"	ca. 2000	1405		56,55	" m/Zeitmessg.f. Steil- kurven	" " " " "
8.6.	17	Wy	32'	3'30"	2200	1407		56,55	" m/Kurvenwechseln	Vorföhrig. nationalrätl. Milli- tärkommission.
	18	Wy	15'	3'41"	2000	1407		56,55	" m/Demonstration Kur- venwechsel	Räder Me-108. Erstes Ein- & Ausfahren im Schlepp. Störg. Schleppflz; Vers. abgebrochen.
										Funktionsprüfungen von Fahrwerk und Registrierge- räten.

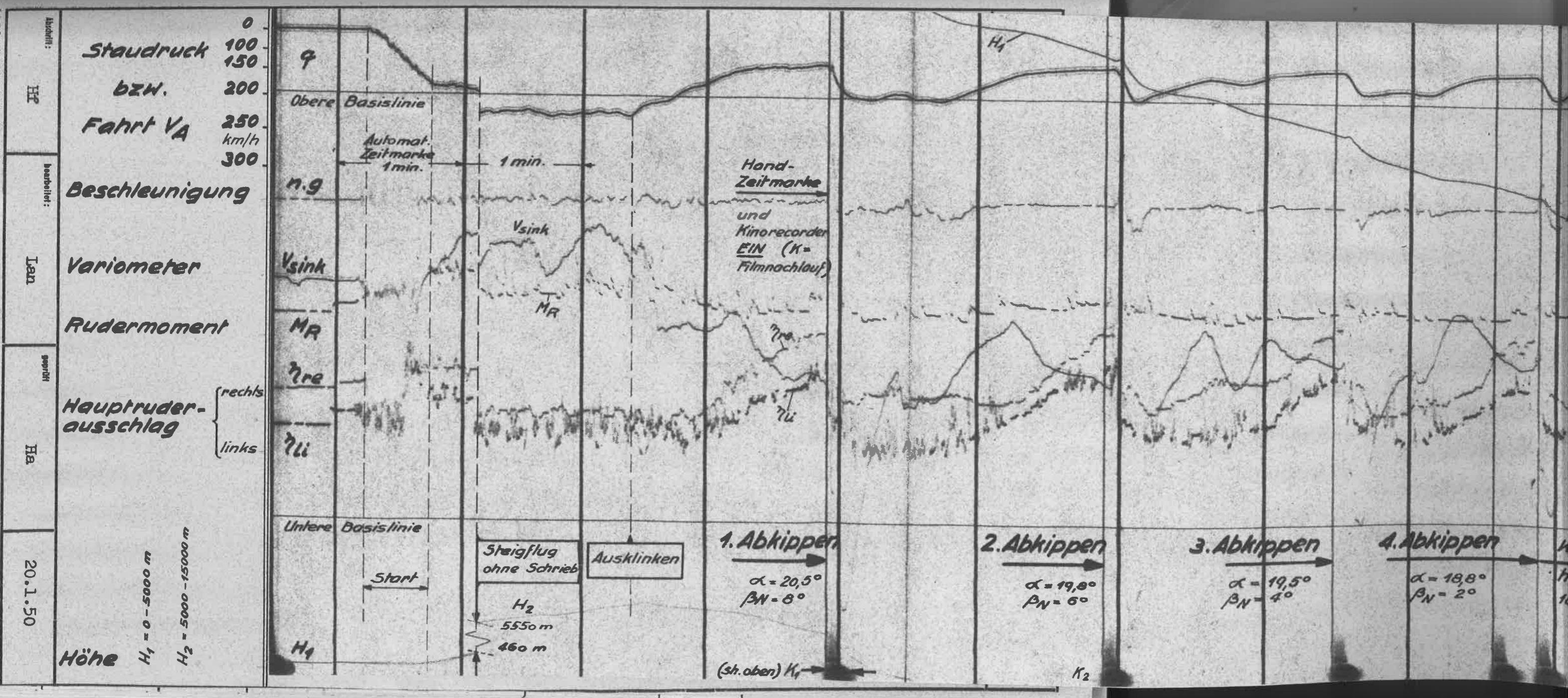
Datum	Flug-Nr.	Piloten		Flugdauer		Ausklinkhöhe m/Boden	Fluggewicht	Rakete	Schwerpunkt in % t	Aufgabe	Bemerkung
		Schl.-Flz.	Gl.	Total	Gleitflug						
11.6.	19	Wy		37'	11'45"	5000	1407		56,55	dito + V-Messung bei $\alpha = 5^\circ$, 9, 12 und 15° .	Nach Einbau O ₂ -Gerät und Anstellwinkelmesser. Erstes Fw.-Ausfahren im Freiflug.
12.6.	20	Wy		39'	11'50"	5100	1413		56,0	"	Kontrolle Einfluss SP-Lage auf Handkraft.
	21	Wy		10'	ca. 2'30"	ca. 1300	1419		55,5	"	dito; Notlandung bei Emnen wegen Verlust der Haube.
3.9.	22	Wae		18'	40"	150	1423		56,5	Einweisung und Gerätekontr.	Auslinken im Geradeanflug; schlechter Start (Schleppflz. ersetzt durch C-602)
9.9.	23	Wae		12'	1'20"	500	1423		56,5	"	Anflugvorte 180° ; Starttechnik in Ordnung.
	24	Wae		12'	1'15"	500	1423		56,5	V-Bichg. gegen Schleppflz.; Fw.-Kontr.	Abbruch wegen Motorstörung. Glissade beim Anflug.
11.9.	25	Wae		22'	2'30"	1500	1423		56,5	dito. 200 - 260 km/h	Trimmklappenbetätigung 0° bis Austrimmen.
17.9.	26	Wy		25'	2'40"	2500	1423		56,5	" 260 - 300 "	dito; QR-Schütteln bei ~ 300 km/h und $\beta_{TK} = 0$
18.9.	27	Wy		37'	3'21"	ca. 2000	1418		56,1	Steuerkabel mehr gespannt \uparrow	QR-Schütteln bei $V_A = 333$ km/h
22.9.	28	Wy		42'	4'42"	3000	1418		56,1	7% AK = + 5°	V_A max. 363 km/h. Kein Schütteln, aber Unsymmetrie
23.9.	29	Wy		26'	1'49"	ca. 1700	1418		56,1	+ 3°	362 km/h; dito.
	30	Wy		28'	5'11"	3500	1418		56,1	+ 2°	400 " . Gut; Leichte Unsymmetrie

K E I N E

L e c h e r

Datum	Flug-Nr.	Piloten		Flugdauer		Ausklinhöhe m/Boden	Fluggewicht	Rakete	Schwerpunkt in % t	T ^o AK	Aufgabe	Bemerkung
		Schl. Flz.	Gl.	Total	Gleitflug							
23.9.	31	Wy		49'	11'42"	5500	1425		55,5	+ 2°	Einfluss SP-Lage auf Lastigkeit, V-Vergleiche im Schlepp; α -Messungen im Freiflug u. Ablesung der Trimmklappenwinkel	Auch Fw-Prüfung in grosser Höhe (bei -13,5°C) Spürbar kopflastiger Fw-Nischenklappe fährt ein; Landg. vorzeitig.
24.9.	32	Wy		42'	11'49"	5500	1431		55,0	+ 2°		
27.9.	33	Wy		43'19'	12'45"	5500	1437		54,5	+ 2°		
	34	Wae			3'40"	ca. 2500	1437		54,5	+ 1°		
35		Wae		71'	37"	oa. 60	1415	KEINE	56,3	+ 1°	V-Stufen bis 400 km/h (QR)	Zugleich Demonstration vor G.E.P.-Besuch. Einseitiges Ausklinden des Schleppkabels; famose Notlandung auf Flugplatz.
30.9.	36	Wae		47'	11'19"	5500	1415		56,3	+ 1°	" "	Wiederum QR-Schütteln, bei V _A = 311 km/h.
37		Wae		26'	7'15"	4000	1415		56,3	- 2°	QR-Untersuchung	Uebermässige Handkräfte; abgebrochen.
1.10.	38	Wae		42'	10'50"	5500	1415		56,3	0° + Störleisten 4 mm. QR-Untersuchung	QR-Betätigung zu hart.	
11.10.	39	Wae		40'	8'55"	5000	1503	leer	56,3	0° + Störleisten 3 mm. QR-Untersuchung.	QR bis 360 km/h "einwandfrei"	
40		Wae		35'	8'32"	5000	1522	leer	54,6	Vorbereitung für Abkipppers.	Raketenverstellung im Flug.	
12.10.	41	Wae		35'	11'--	5000	1576	voll	56,2	dito m/Raketenzündung 1/Flug	Mit leerer Rakete: G = 1540 kg, SP. in 54,7% t.	

Datum	Flug-Nr.	Piloten		Flugdauer		Ausklinkhöhe m/Boden	Fluggewicht	Rakete	Schwerpunkt in % t	Aufgabe	Bemerkung
		Schl. Flz.	Gl.	Total	Gleitflug						
13.10	42	Wy		45'	15'17"	6000	1579	voll	56,0	Fw ein; $\beta_{NK} = 0$	45. Flug abgebrochen (Störung Fw-Einziehen)
20.10	43	Wy		40'	13'33"	6000	1579	N E I Z E	56,0	" " ; 3/4, 1/2, 1/4	
23.10.	44	Wy		43'	13'51"	6000	1579	N E I Z E	56,0	" " ; 1/4 + 0	
	45	Wy		32'	4'48"	2500	1579	N E I Z E	56,0	" aus; 0	
	46	Wy		40'	11'36"	6000	1579	voll	56,0	" " ; 1/2 + 0	
25.10.	47	Wy		38'	7'--	3500	1441		56,4	Geschw.Eichung Langsamflug	Vergleichsflug mit Noréerin
18.11.	48	Wy		30'	8'17"	5350	1432		56,3	Polarenmessungen	
25.11.	49	Wy		29'	10'38"	5250	1432		56,3	SP-Lage III	Je 2 Polarenpunkte mit Fw. ein und 1 " " " " aus im gleichen Flug
15.12.	50	Wae		30'	10'40"	4770	1432		56,3		
28.12.	51	Wy		25'	8'13"	5250	1443	N E I Z E	55,4		dito.
30.12. 1949	52	Wy		26'	9'28"	5000	1443		55,4		Fehlstart; Kabine Schleppflz. ausgehängt.
19.1.	53	Wy		5'	ca. 2'	ca. 150	1443		55,4	Polarenmessungen SP-Lage II	
24.1.	54	Wae		29'	10'--	5000	1443		55,4		Folgt: <u>Umbau für Etappe III.</u>
25.1.	55	Wae		27'	8'--	5000	1454		54,5		
	56	Wae		28'	10'--	5000	1454		54,5	Polarenmessungen SP-Lage I	
8.2.	57	Wae		26'	10'27"	5000	1454		54,5		



Staudruck 0
100
150
bzw. 200
Fahrt VA 250
km/h 300

Beschleunigung

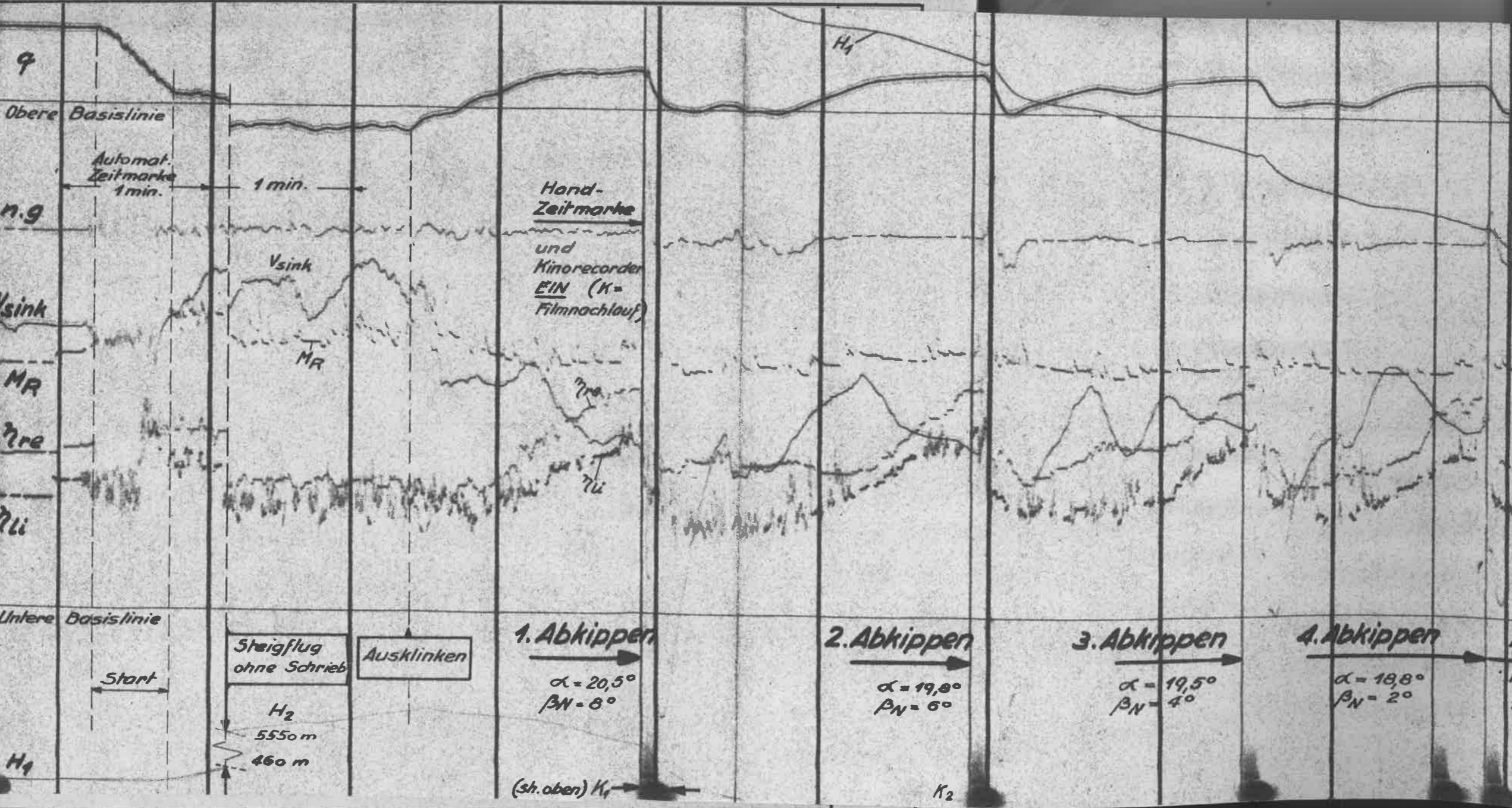
Variometer

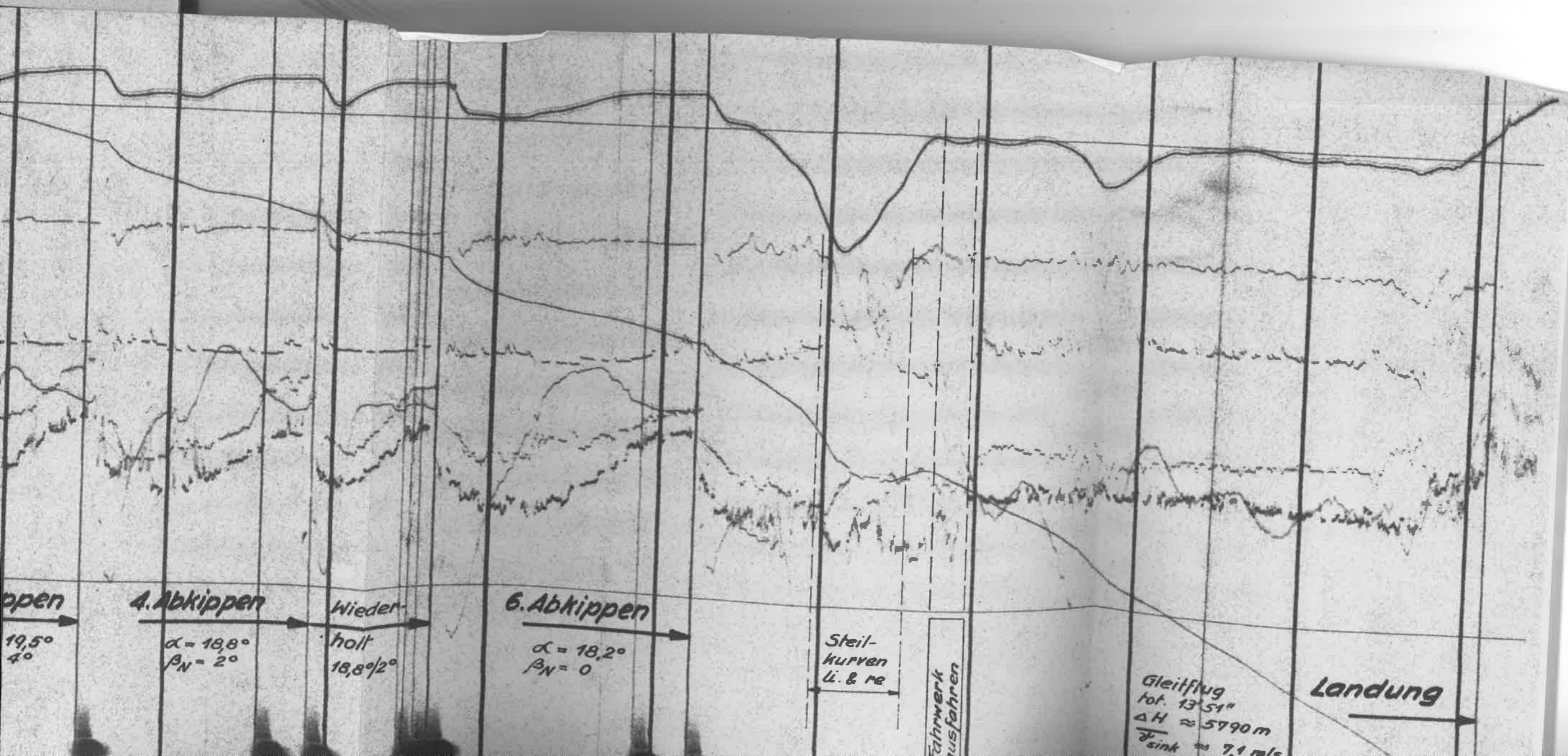
Rudermoment

Hauptruderausschlag
rechts
links

20.1.50

Höhe
 $H_1 = 0 = 14$
 $H_2 = 5005 - 0005 = 5000 \text{ m}$





Gleiter N - 20		C 601	
Zeit	Pressione	Volo	Bemerkungen
201	langsam anziehen oke langsam an, immer mehr immer mehr ziehen los! Start!		fliegt sehr gut nicht zu stark steigen Ernesto, wunderbar! wunderbar! Ernesto aviso: Flug wunderbar! aviso di Gleiter auf Querlage ziemlich empfindlich "das ist ch..... schön" Flug oke
206	haben Sie pressione oke?	500	oke aviso di Gleiter melde leicht böig aviso Flughöhe 500 Steiggeschwindigkeit 4 m/s ich bekomme immer mehr Querruder- ausschlag ungefähr 15° rechts zum Anflug kommen, tiefer gehen und Anflug auf 100 m Anstellwinkel Neigungsmesser 6 - 7° Oeltemperatur 88° Anflug gehen auf 100 m oke

Gleiter N - 20		C 601	
Zeit	Pressione	Pressione	Bemerkungen
201	langsam anziehen oke langsam an, immer mehr immer mehr ziehen los! Start! 200		
	218		fliegt sehr gut
	235		nicht zu stark steigen
	haben Sie pressione oke?		Ernesto, wunderbar! wunderbar! Ernesto aviso! Flug wunderbar!
			aviso di Gleiter auf Querlage ziemlich empfindlich
			"das ist oh.... schön" Flug oke
			oke
			aviso di Gleiter melde leicht böig aviso Flughöhe 500
1206	500		Stelgeschwindigkeit 4 m/s
			ich bekomme immer mehr Querruder- ausschlag ungefähr 15° rechts
			zum Anflug kommen, tiefer gehen und Anflug auf 100 m
			Anstellwinkel Neigungsmesser 6 - 7°
			oketemperatur 88°
			Anflug gehen auf 100 m oke

Pressione	Volo	Beobachtungen	Pressione	Volo	Bemerkungen
270	700	<p>Variometer sinkt 1,5 m ganz leichte, schüchterne Glissade ist möglich aviso an Ernesto: pressione kleiner</p>	120		pressione kleiner capito
260		<p>pressione für Anflug 200 pressione tropo grande oke Ernesto oke</p>			Richtung oke
150		<p>immer tiefer, tiefer Ernesto oke klinke aus alles sehr gut bis jetzt wunderbar</p>			alles oke, bravo !
213	Landung	<p>Aufgenommen ab Stahlband Funkhaus Emmen, 28. April 1948. Sl/ar</p>			

FLUGRAPPORT

PILOT W. Laederach		BEOBACHTER		FLUGAUFBAG No. 2268	PRÄMIENANSATZ 4+G x 2	FLZ. TYP Gleiter N-20
FLUGZEUG TYP Gleiter N-20	FLUGZEUG No.	TRIEBWERK TYP	TRIEBWERK No.	BESTELLNUMMER 47-130	FLUGGEWICHT 1409	

START- und LANDEORT	START	LANDUNG	FLUGZEIT
Ermenen	1201	1213	12'

FLUGAUFBAG: Erster Flug mit Gleiter N-20.

Um 1150 Uhr steht der Schlepplzug mit den Besatzungen bereit. Eine letzte Funktionsprobe der Schleppseil-Mlinken am Gleiter wird durchgeführt und in Ordnung befunden. Punkt 1200 Uhr kann erneut das Kommando "los" an das Schleppflugzeug gegeben werden. Nach einer Anrollstrecke von ca. 500 m hebt der Gleiter ab und fliegt. Das Schleppflugzeug bleibt ruhig knapp über dem Boden und der Schlepplzug erreicht so eine Geschwindigkeit von ca. 200 km/h. Anschliessend ruhiges Wegsteigen des gesamten Schleppluges. Der Gleiter fliegt in einer Höhe von ca. 20 bis 30 m überhöht gegenüber dem Schleppflugzeug. Die ersten Feststellungen in Bezug auf Steuerbarkeit, Steuerwirkung und Stabilität können gemacht werden.

Höherruder: Das Höherruder zeigt gute Wirkung und normale Reaktion. Die aufgetretene Handkraft ist klein und ich beurteile dieselbe als angenehm.

Querruder: Die Wirkung der Querruder ist gut und deren Reaktion normal. Jedoch ist die aufzuwendende Handkraft für die Betätigung abnormal gross, vermutlich infolge der grossen Reibung in den Führungen und den Umlenkrollen der Querruder-Kabel. Ebenfalls macht sich das grosse Gewicht der Querruder bemerkbar, was vorerst bei Querruder-Ausschlägen leicht zu Fehsteuerungen führt.

Seitenruder: Das Seitenruder zeigt gute Wirkung und normale Reaktion. Dazu ist zu bemerken, dass überhaupt fast kein Seitenruderdruck verspürt wird.

Stabilität um die Längsachse: Infolge der grossen Reibung in den Querruder-Betätigungsorganen pendelt das Flugzeug konstant von links nach rechts.

Der Schlepplzug kehrte in einer grossen Links-Kurve langsam steigend in einer Höhe von ca. 700 m über Grund über den Flugplatz zurück. Dabei wurden Geschwindigkeiten bis zu ca. 235 km/h. erreicht. Während des Schleppluges verspürte ich dann eine immer mehr zunehmende Querruderkraft nach rechts, was mich dann veranlasste möglichst bald zur Landung zu kommen. Wie sich nachträglich herausstellte, rührte die Querruder aufgetretene Querruderkraft nach rechts vom seitlich versetzten Fliegen des Gleiters gegenüber der Achse des Schleppflugzeuges, her. Es ist also infolge der V-Anhängung des Gleiters von grosser Wichtigkeit, dass derselbe genau gerade in der Verlängerungsachse des Schleppflugzeuges fliegt, ansonst ein einseitiger Zug und somit ein Schieben verursacht wird. In einer grossen Links-Kurve wurde dann von Littau herkommend die Anflugachse des Flugplatzes in ca. 100-150 m Höhe, mit einer Geschwindigkeit von $V_a = 200-220$ km/h. angefliegen. Bei der Annäherung der Flugplatzgrenze in $H = ca. 100$ m klinkte ich den Gleiter aus und landete nach einem sauberen Gleitflug einwandfrei.

VERSUCH ABGESCHLOSSEN	JA	NEIN	FLUGDATUM	17.4.48.	DATUM	7 JUN 1948
FLUGZEUG ABGABEBEREIT	JA	NEIN	UNTERSCHRIFT	<i>[Signature]</i>	VISUM	<i>[Signature]</i>

ZUR ZIRKULATION BEI:

S a m s t a g , den 17.4.1948

FP - 3902/5

Beilage 6

Herr Wyss, der Pilot des Schleppflugzeuges C-601, meldete nach den Flügen am Vortage starke Aussetzer auf M 1. Noch am Abend des 16.4. wurden sämtliche Zündkerzen ausgewechselt. Die damit zusammenhängenden Arbeiten nehmen am heutigen Morgen ihren Fortgang. Am Gleiter werden die üblichen Kontrollen durchgeführt und die Batterien ersetzt. Die Aufzeichnungen auf den Streifen des Tastschwingenschreibers vom Vortage ergeben normale Steuerbewegungen.

Um 08.30 Uhr werden beide Flugzeuge auf das Flugfeld verbracht; die Rollstarts sollen weitergeführt werden. Dieser 1. Start erfolgt in der Ost-West - Richtung. Die Ausschläge der Lande- und der Trimmklappen werden verändert. Die Ersteren werden um 7° und die Letzteren um 4° nach abwärts gestellt. Der Start verläuft normal. Der Gleiter hebt nach den Anrollen vom Boden ab und fliegt in ca 3 m Höhe ca 300 meter weit. Herr Laederach landet das Flugzeug am Schleppseil und rollt nach dem Ausklinken ruhig aus. Das Schleppflugzeug ist durchgestartet und wirft das Schleppseil ordnungsgemäss ab. Herr Laederach gibt zur Kenntnis, dass er eine erhebliche Zunahme der Handkraft am Steuerknüppel verspürt habe.

Der 2. Start soll mit denselben Klappenstellungen und in der nämlichen Startrichtung wiederholt werden. Im wesentlichen erfolgt er wie der Erste. Auch diesmal verzeichnet Herr Laederach eine starke Zunahme der Handkräfte am Steuerknüppel. Es wird beschlossen, noch einen 3. Start in der Westost-Richtung zu unternehmen. Diesmal sollen jedoch die Landeklappen wiederum auf 4° und die Trimmklappen auf 2° zurückgestellt werden. Dieser Start hinterlässt einen vorzüglichen Eindruck. Der Gleiter hebt sauber und ohne bruske Bewegung vom Boden ab und fliegt in sauberer Lage ca 400 meter weit in 4 m Höhe über den Boden hinweg. Herr Laederach klinkt in ca 4 m Höhe aus und fliegt ruhig, ohne Schwenkungen um die Längsachse oder Querachse, zur Landung.

Nach diesem vorzüglich gelungenen Roll-Schleppstart gibt der Pilot des Gleiters, Herr Laederach, seinen Entschluss bekannt, den

E r s t f l u g

durchzuführen. Die Bekanntgabe dieses Entschlusses löst bei allen Beteiligten Erregung aus. Unverzüglich werden alle Vorbereitungen zu diesem entscheidenden Flug getroffen, während Herr Laederach sich mit der Versuchaleitung zu den letzten Besprechungen in das Pilotenzimmer begibt.

Das Schleppflugzeug C-601 wird mit Betriebsstoff nachgefüllt. Das Schleppseil von 240 m Länge, bestehend aus einem 8 mm Stahlseil und einem dazwischen montierten Nylonseil, wird ausgelegt. Um 11.45 Uhr steht der gesamte Schleppzug bereit.

Um 11.50 Uhr erscheinen die Herren Piloten. Das Schleppflugzeug wird von Herrn Wyss geflogen werden. Als Beobachter nimmt Herr Landolf vom Bureau WLM im Flugzeug Platz. Die Erregung bei den Beteiligten steigt immer mehr. Herr Laederach schnallt sich den Fallschirm um und nimmt im Gleiter Platz. Ruhig gibt er seine letzten Anweisungen. Die Schleppseil-Klinkenprobe wird nochmals durchgeführt. Herr Laederach nimmt mit dem Schleppflugzeug den Funkverkehr auf. Nach dem Aufsetzen der Pilotendachhaube ist der gesamte Schleppzug um 11.58 Uhr startklar. Das Flugwetter ist günstig; strahlend steht die Sonne am wolkenlosen Himmel. Ist es ein gutes Omen? - - - Wir hoffen es sehr.

Samstag, den 17.4.1948 (Fortsetzung)

FP - 3902/5

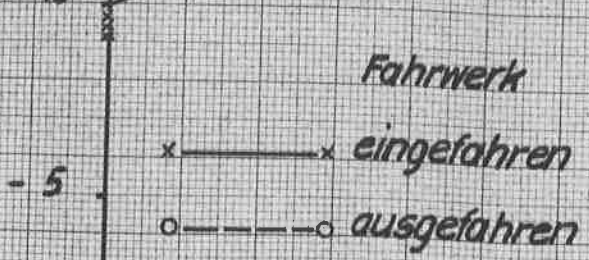
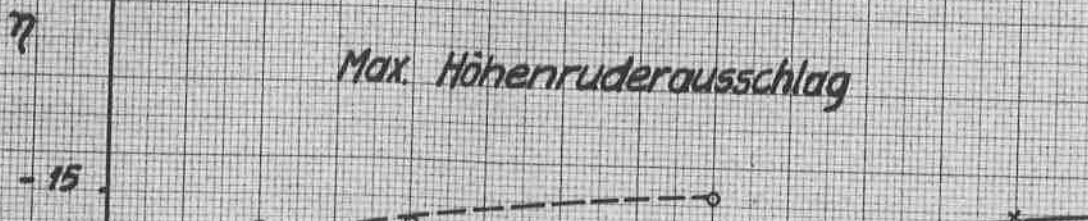
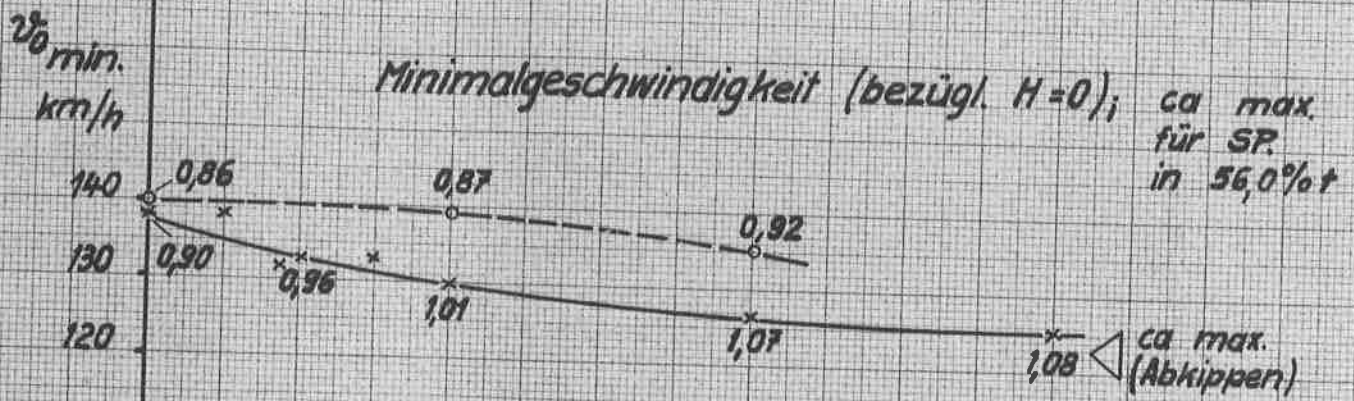
Beilage 6

Genau um 12.00 Uhr, beim ersten Glockenschlag der Dorfkirche in Emmen, gibt Herr Laederach das Zeichen "L o s"! und mit Vollgas donnert der Schleppzug, von all' unseren besten Wünschen für ein gutes Gelingen begleitet, davon. Die Erregung aller Anwesenden ist unbegrenzt. Die nächsten, entscheidenden Sekunden werden in atemloser Spannung erwartet. Der Gleiter hebt nach ungefähr 350 m rollen sauber vom Boden ab, er fliegt in 3 m Höhe, er steigt, steigt noch mehr, 5, 6, 7 m hoch, - - - wird er weiterfliegen? - - - Jetzt schwebt er über dem westlichen Flugplatzende. - - - Er bleibt am Seil! - - - Ja, er fliegt! Die erste Runde ist geschafft! Mit unverminderter Spannung wird der Flug vom Boden aus verfolgt. Die gesamte Belegschaft hat sich vor den Hallen eingefunden und verfolgt ebenfalls mit Stolz den Erstflug unseres "Jüngsten". - - - Ruhig zieht der Schleppzug einen grossen Kreis über der Umgebung des Flugfeldes. Scharf zeichnet sich die Silhouette des Gleiters vom tiefblauen Himmel ab. Mit äusserster Spannung verfolgt die Direktion mit der Versuchsleitung im Funkraum an den Funkapparaten die Meldungen des Versuchspiloten Herrn Laederach. Mit Genugtuung vernimmt man die Meldung: " f l i e g t s e h r g u t ", mit gemischten Gefühlen dagegen den Funkspruch: " ich bekomme immer mehr Querruder-Ausschlag, ungefähr 15° ". - - - Die Geschwindigkeiten werden mit 200, 218 und 235 km/h durchgegeben. Um 12.06 Uhr wird die Flughöhe mit 500 m über Grund und die Steiggeschwindigkeit mit 4 m/Bek. gemeldet. Nach weiteren 4 Minuten, um 12.10 Uhr fliegt der Schleppzug in die Anflugstrecke ein. Die Spannung der Anwesenden, die sich während dem Rundflug etwas löste, steigt augenblicklich wieder zum Zerreißen an. Was plant Herr Laederach? - - - Der Schleppzug sinkt immer mehr, er befindet sich in der Geraden der Landepiste. - - - Will er zuerst den Platz überfliegen? - - - Wir glauben es. - - - Da! - Was ist los? - - - Der Gleiter hat sich losgelöst! - - - Er fliegt, er fliegt allein, schön und ruhig, ca. 7° angestellt, auf das Flugfeld ein! - - - Die Landung erfolgt sorgfältig und sauber und der Gleiter rollt ruhig aus. Damit löst sich auch die Spannung bei allen Mitbeteiligten und ein freudiger Stolz greift Platz!

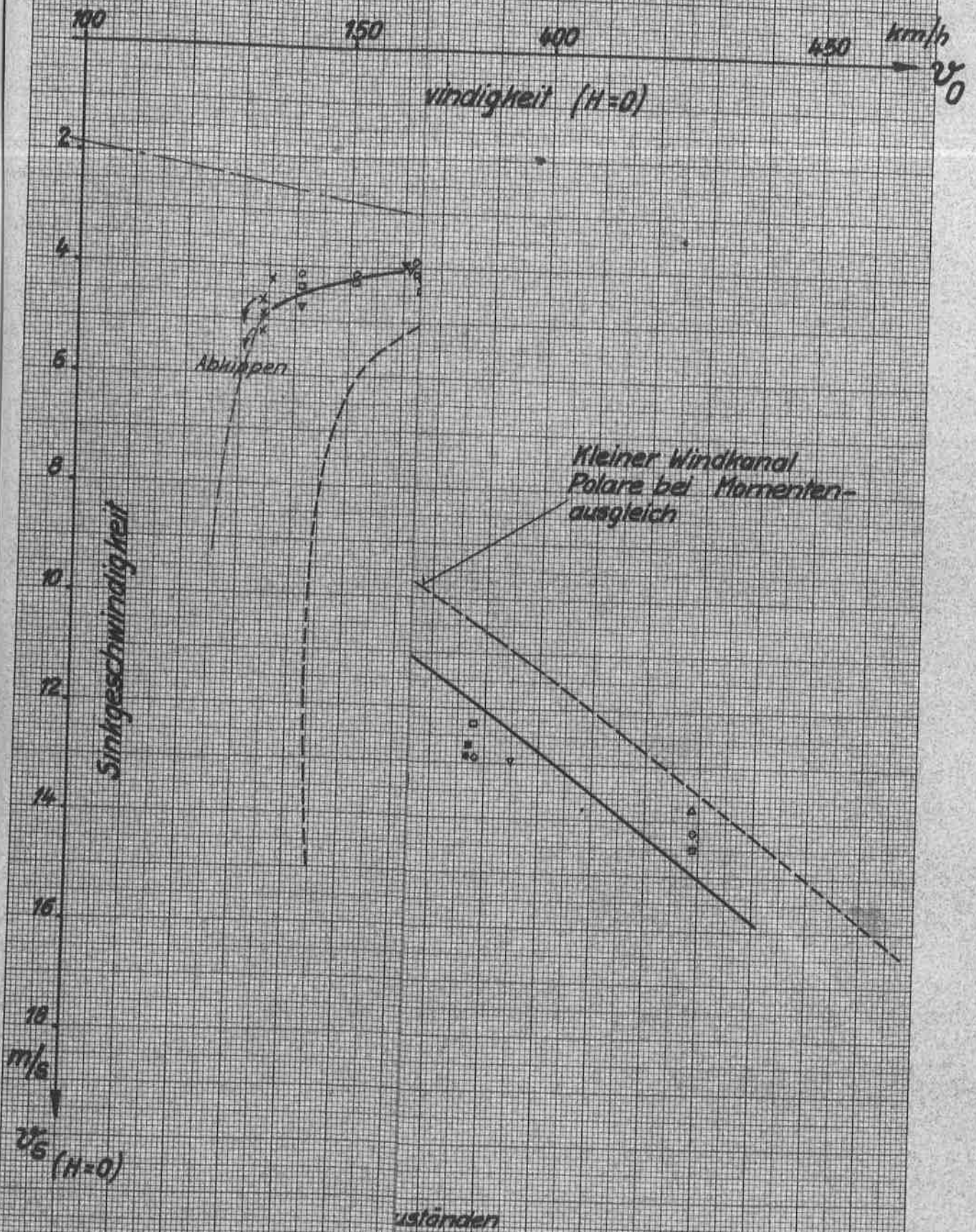
Mit sichtlicher Erregung steigt Herr Laederach aus dem Versuchsgleiter und nimmt freudig die Glückwünsche der Direktion, der Versuchsleitung, der Mechaniker und aller Umstehenden entgegen.

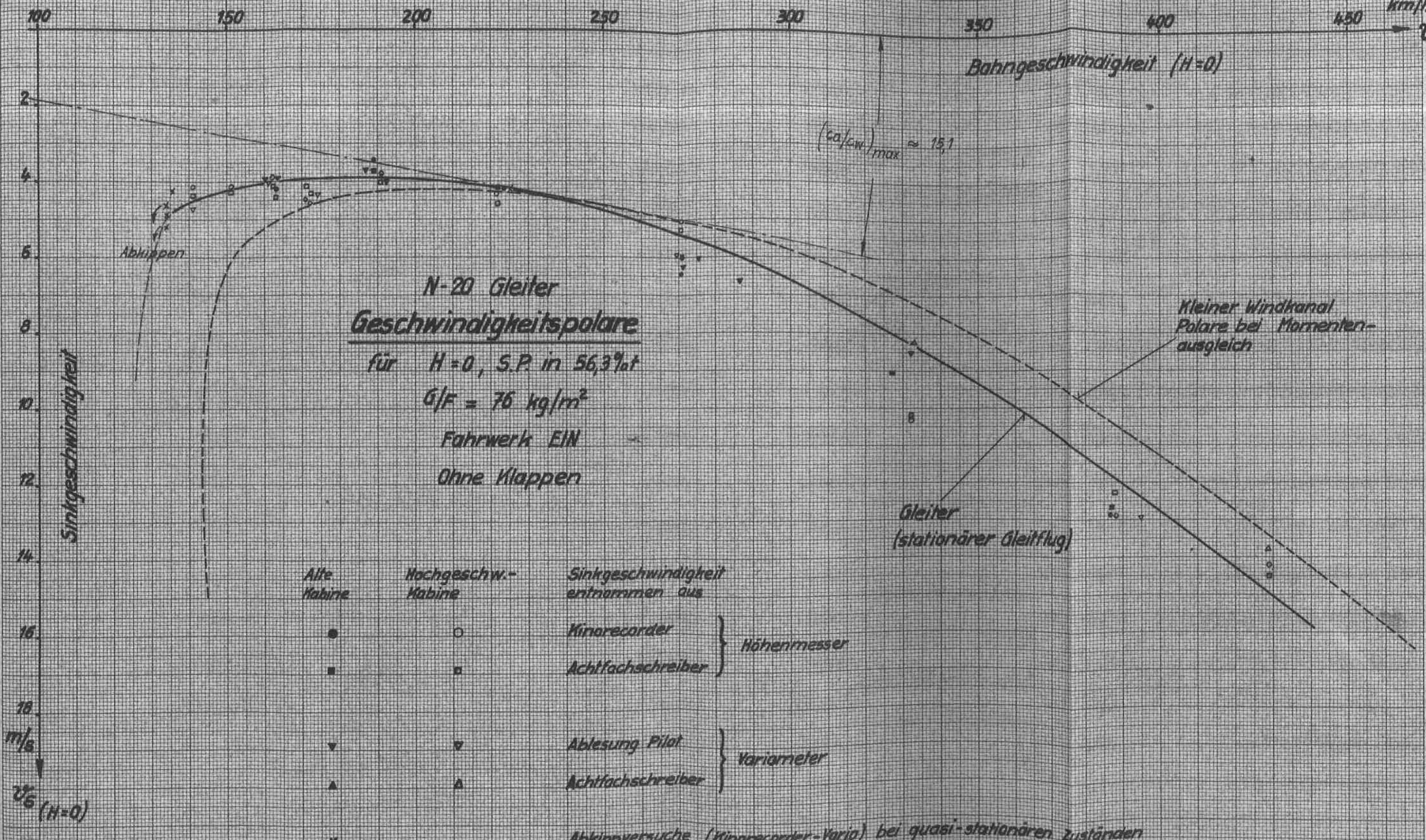
Für den schweizerischen Flugzeugbau ist dies ein denkwürdiger Tag, demin Zusammenarbeit der Herren Konstrukteure, Piloten und Werkmänner wurde dieses Werk vollbracht. In gehobener Stimmung verlässt männiglich das Flugfeld im Bewusstsein, dass es noch schwere Arbeit zu verrichten gibt, aber auch mit der grossen Genugtuung, dass der

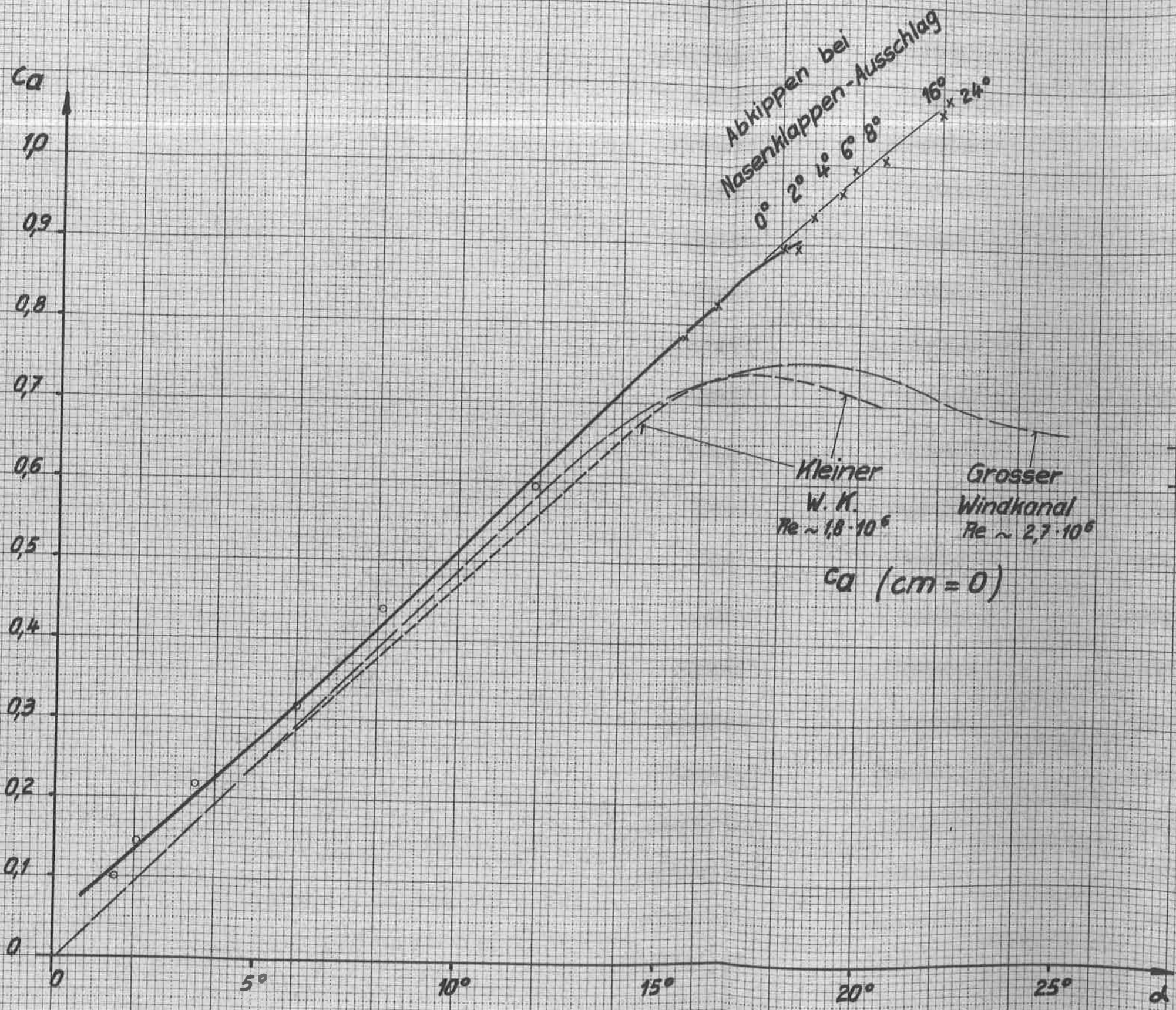
V e r s u c h s g l e i t e r N 20 fliegt!



Abkippzustände
N-20 Gleiter
($G/F = 82,7 \text{ kg/m}^2$)





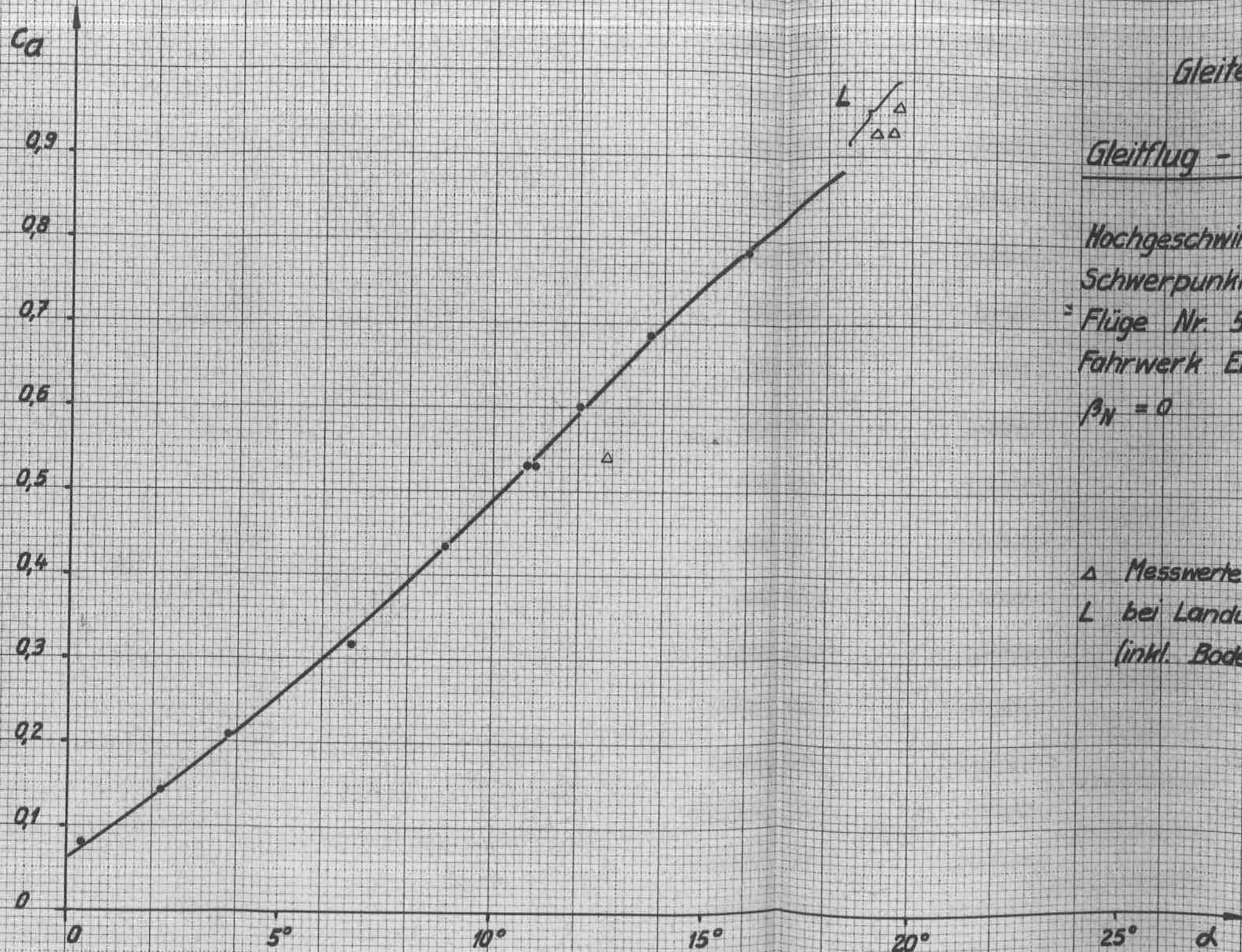


Gleiter N-20:

Gleitflug - Polare

Alte Kabine
Fahrwerk "EIN"
Schwerpunktlage 56,3%t

- o — Polarenflüge Nr. 48-50
- x — Abkippflüge Nr. 42-44



Gleiter N 20:

Gleitflug - Polare

Hochgeschwindigkeitskabine

Schwerpunktlage 56,3% t

Flüge Nr. 59, 60, 61

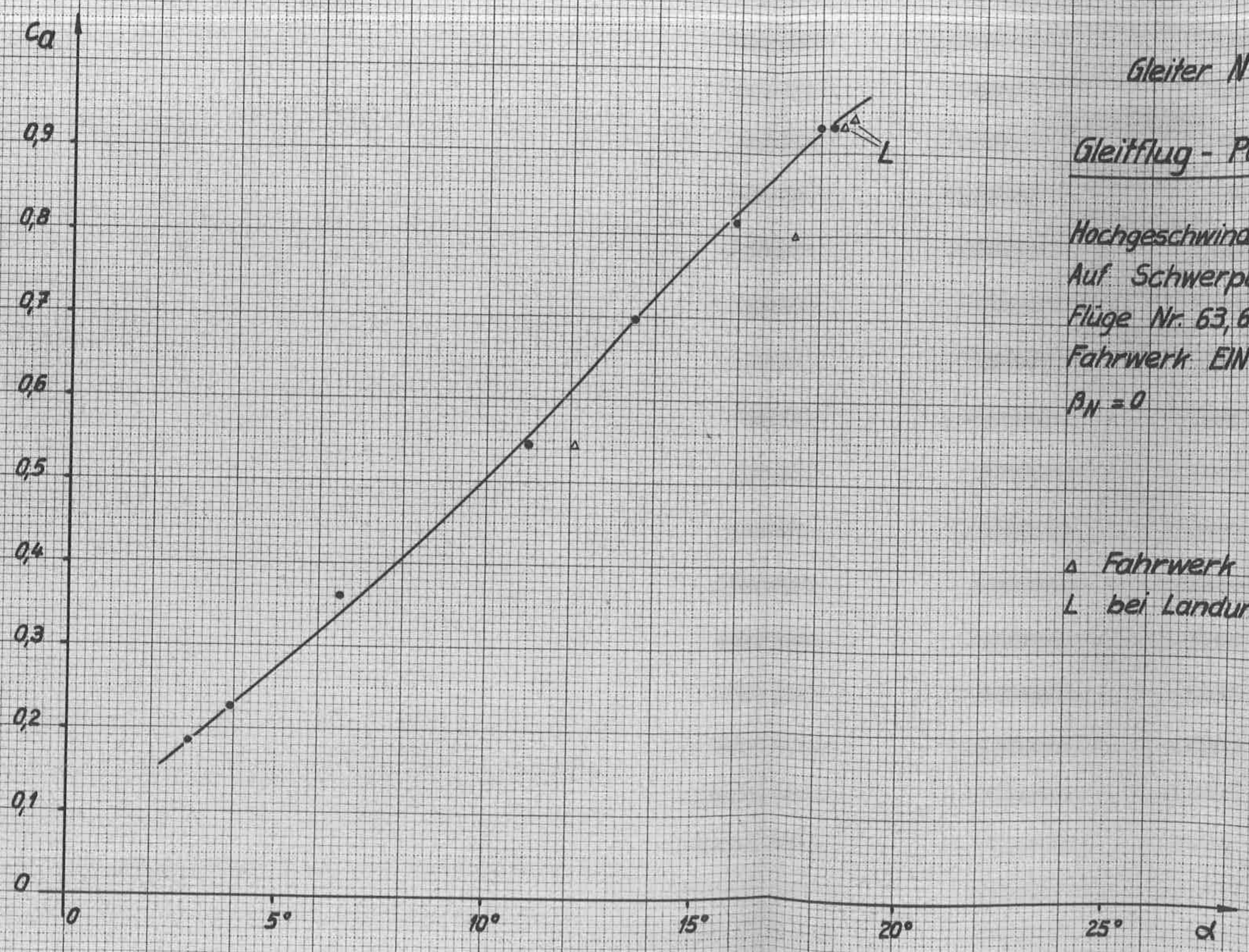
Fahrwerk EIN

$\beta_N = 0$

Δ Messwerte für Fahrwerk AUS

L bei Landung kurz vor Absetzen

(inkl. Bodeneinfluss)

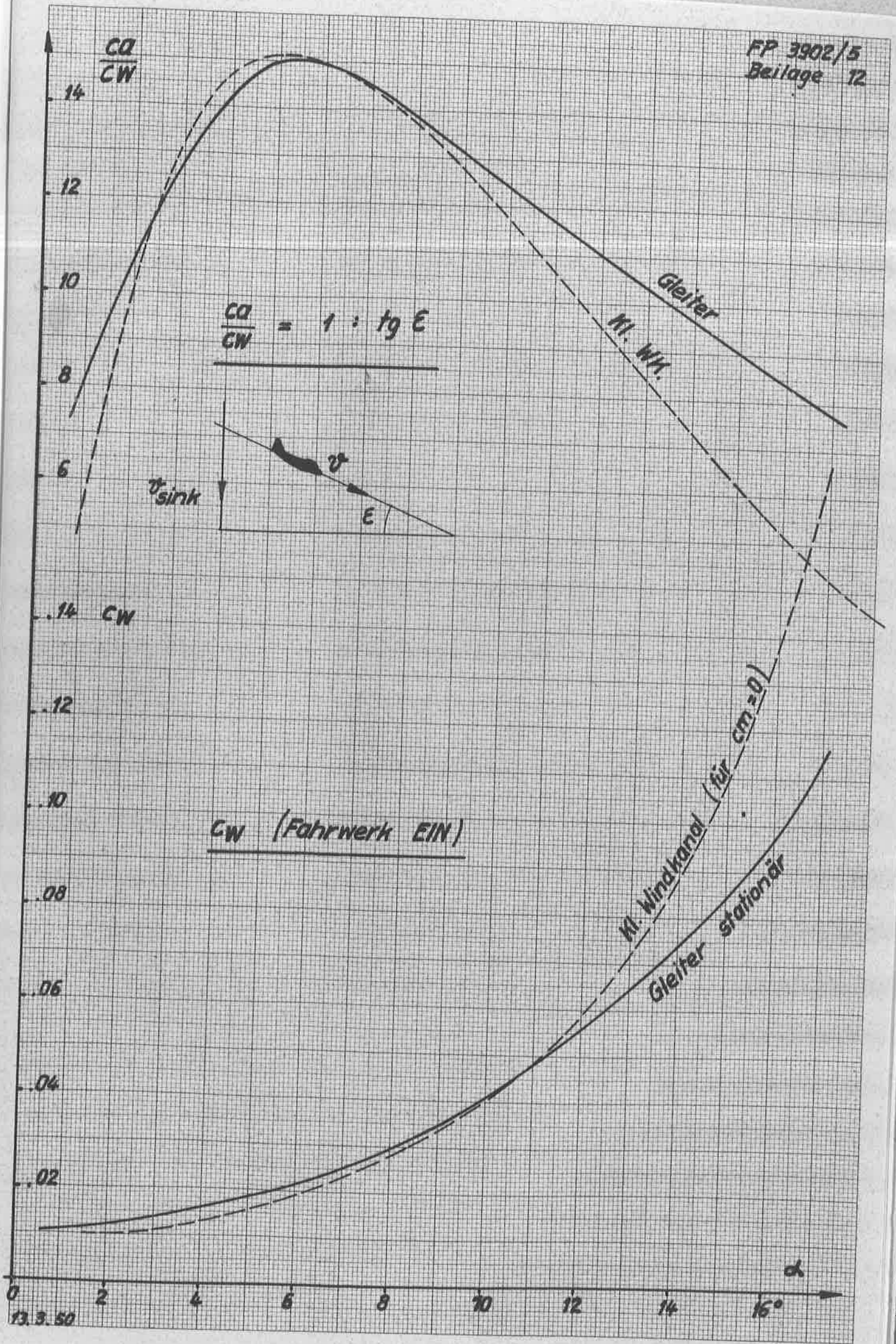


Gleiter N-20:

Gleitflug - Polare mit Rumpflappen

Hochgeschwindigkeitskabine
Auf Schwerpunktslage 56,3%_t bezogen
Flüge Nr. 63, 64
Fahrwerk EIN
 $\beta_H = 0$

Δ Fahrwerk AUS
L bei Landung (inkl. Bodeneinfluss)



Polarenmessungen Flug 48-57:

Schwerpunktslage

- 56,3%t
- ▲ 55,4%t
- 54,5%t

Fahrwerk AUS

Fahrwerk EIN

N-20 Gleiter
Höhenruderanschlag η
im stationären Freiflug

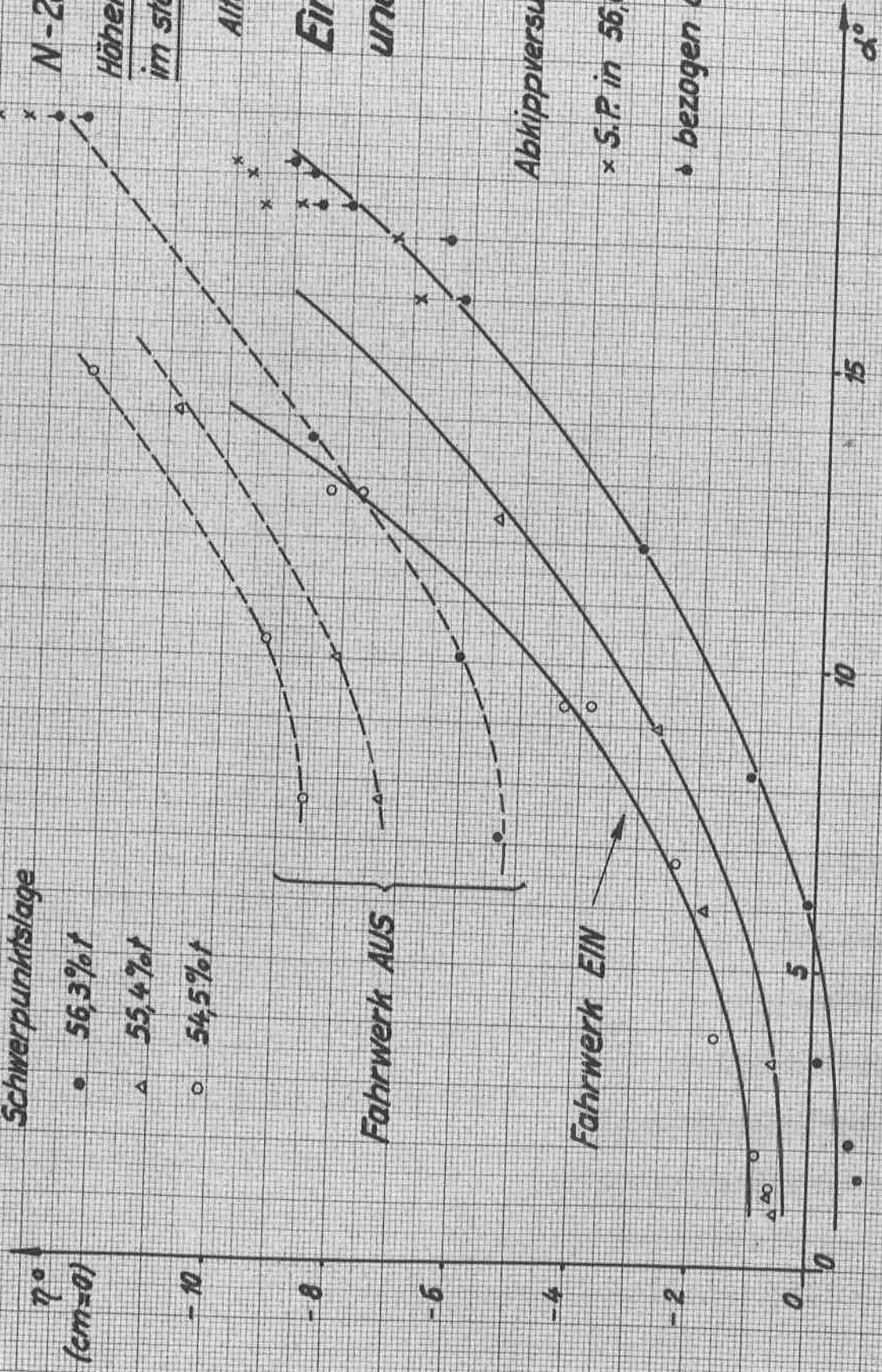
Alte Kabine

Einfluss S.P. Lage
und Fahrwerk

Abkippsversuche (Flug 42, 44, 46):

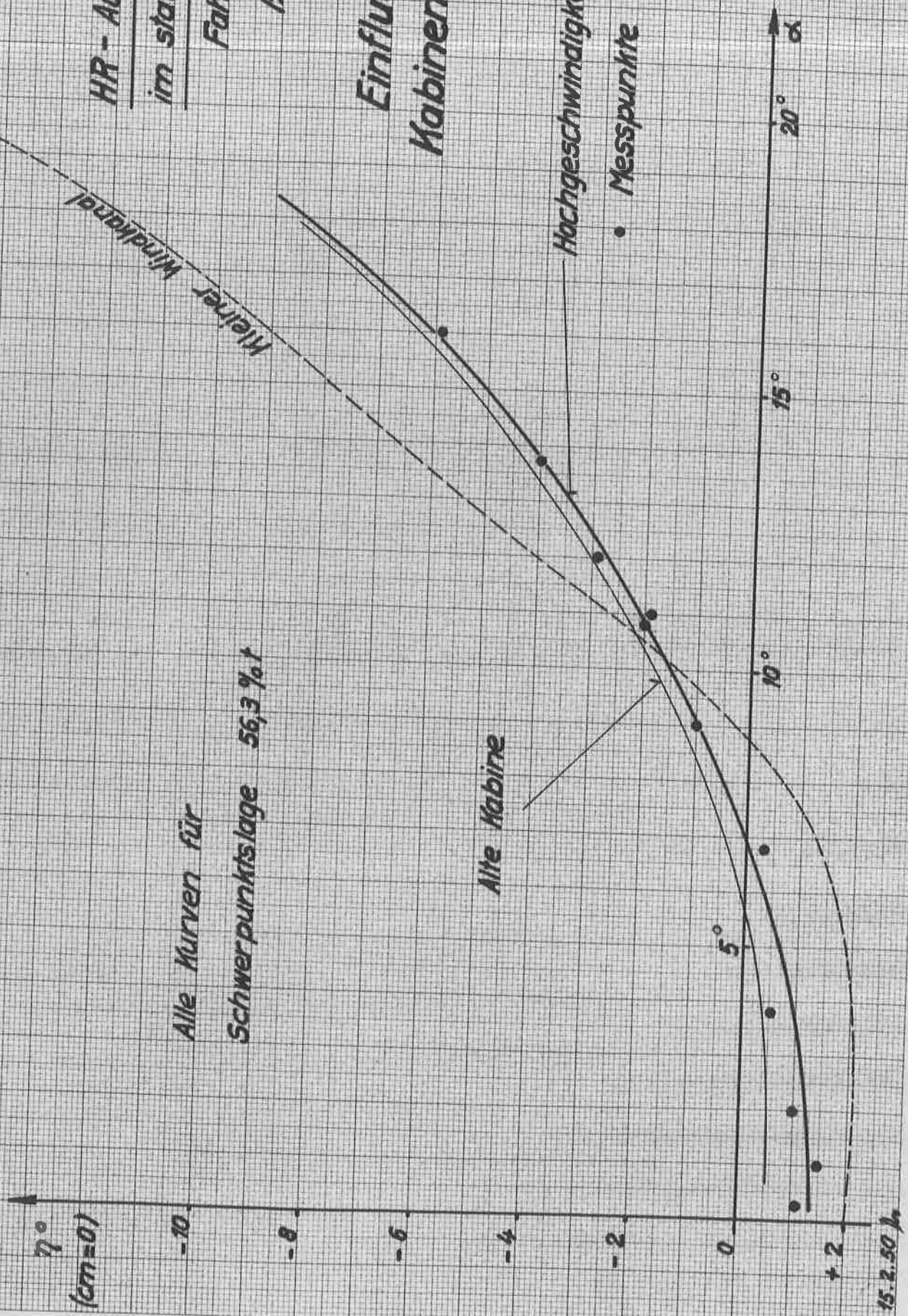
× S.P. in 56,0%t (Messung)

◊ bezogen auf S.P. in 56,3%t



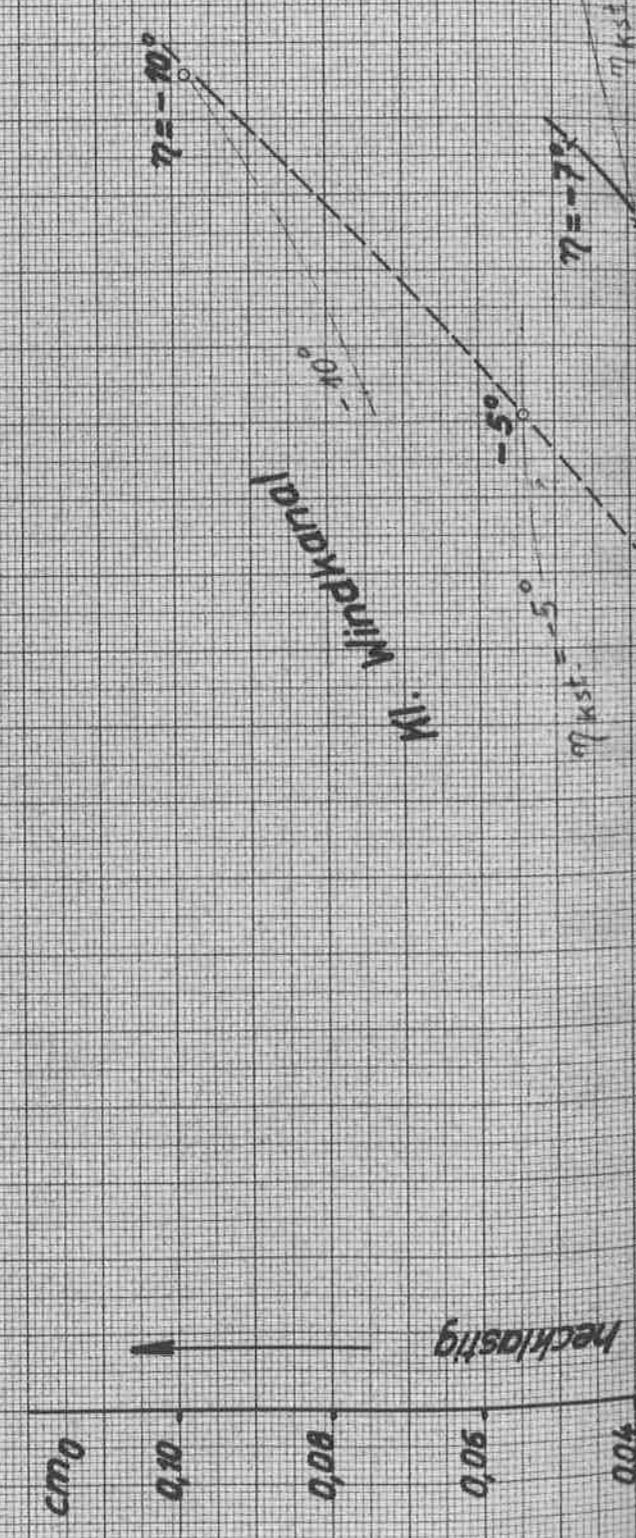
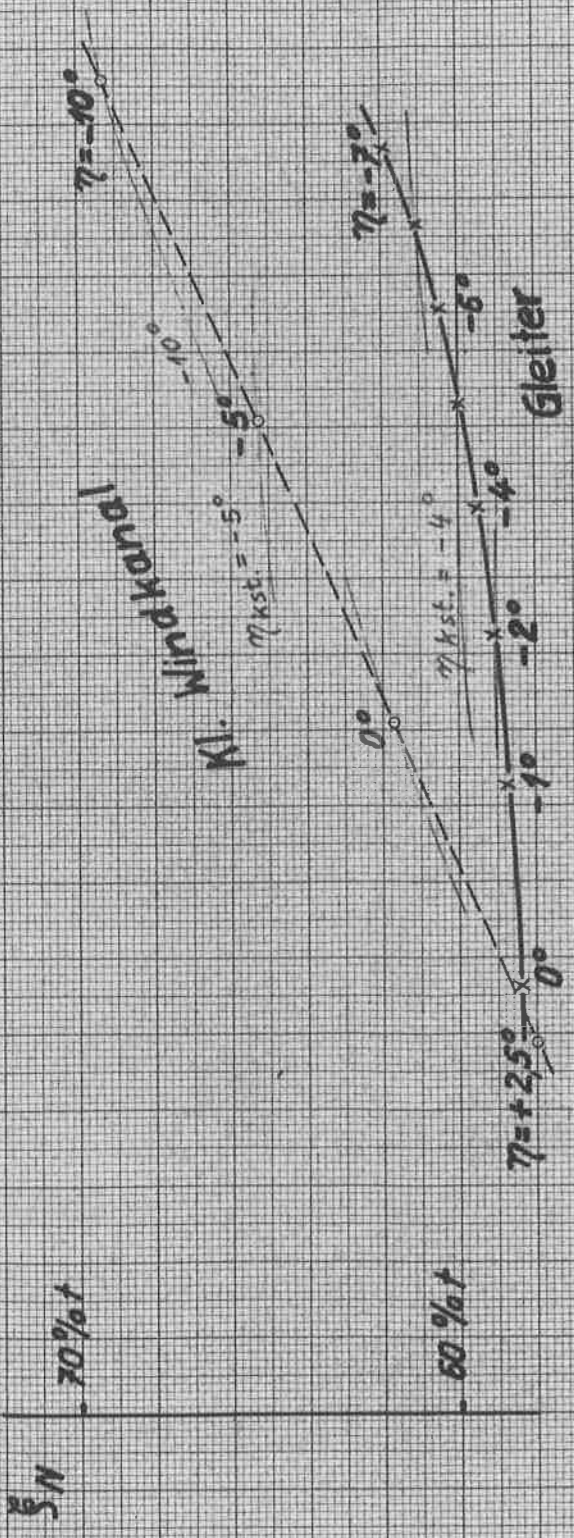
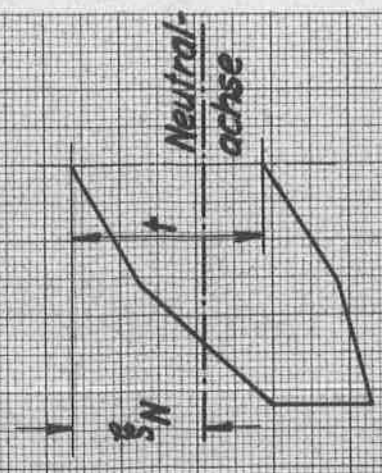
HR - Ausschlag η
 im station. Gleitflug
 Fahrwerk EIN
 $\beta_N = 0$

**Einfluss
Kabinenform**

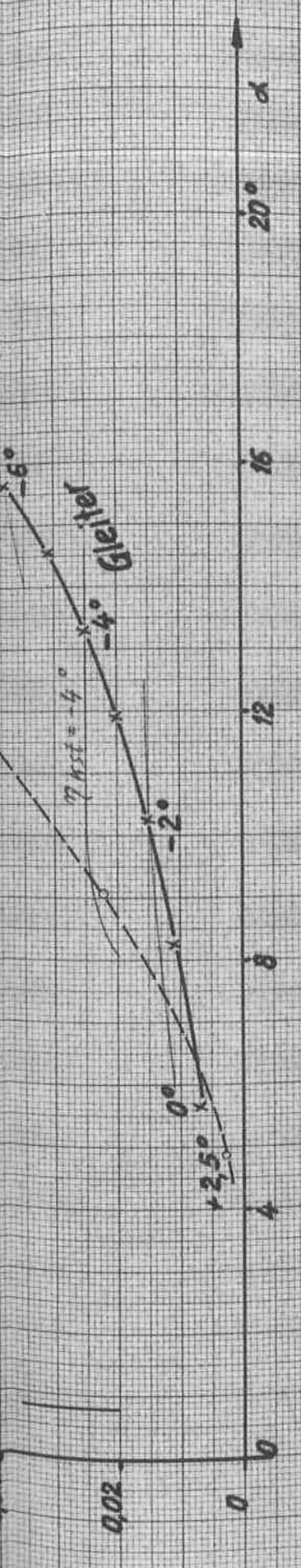


Alle Kurven für
Schwerpunktslage 56,3 % l

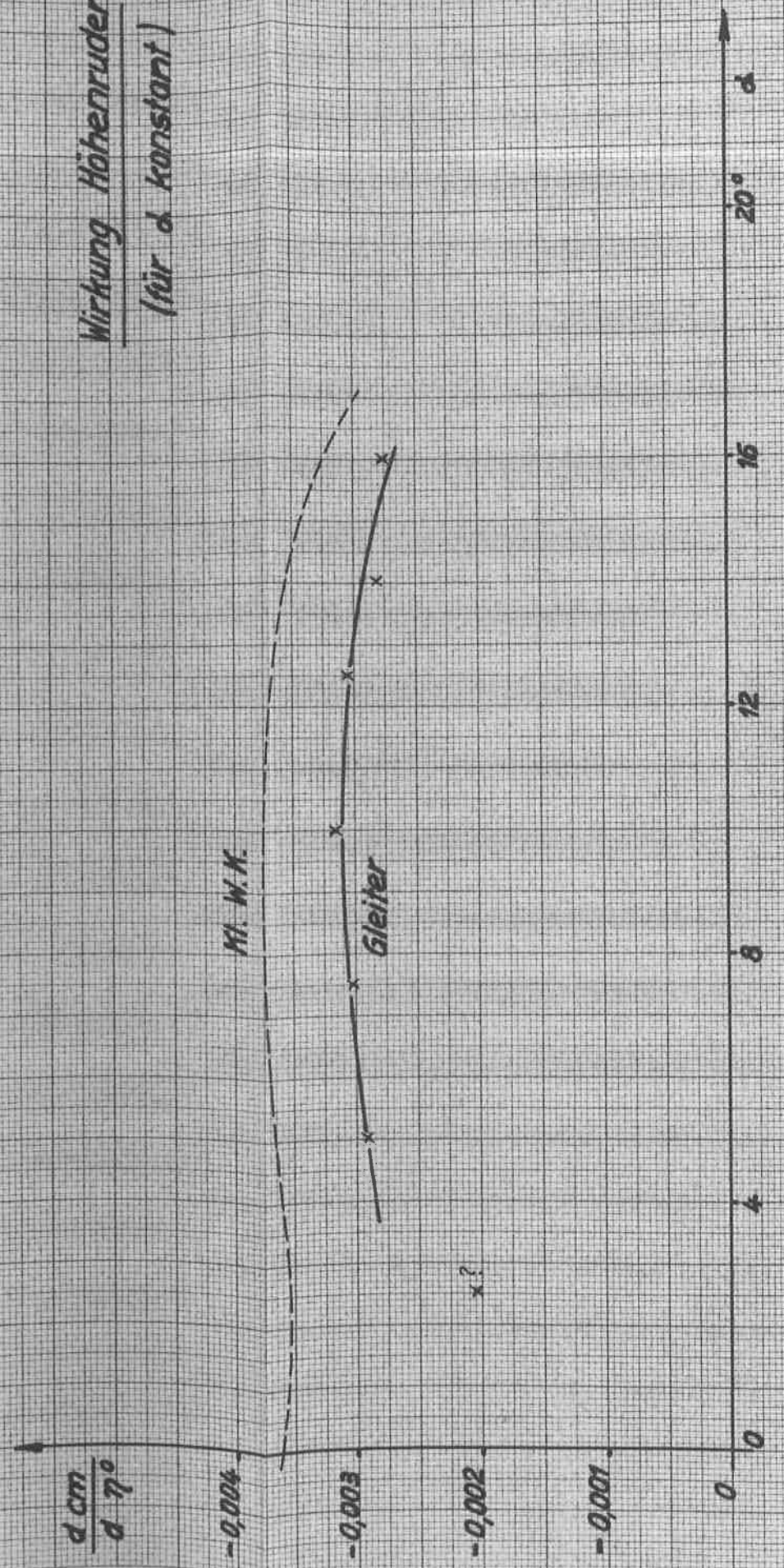
Neutralpunkt-Lage
(für Gleichgewichtszustand)



cm bezüglich
Neutralachse
(cm₀)

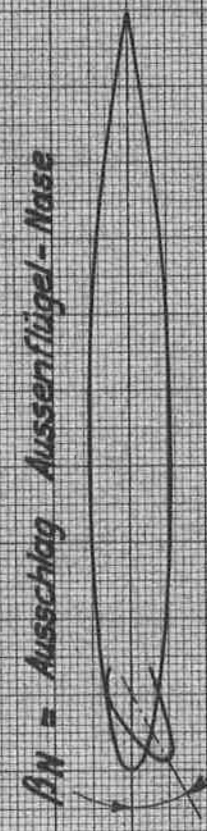


Wirkung Höhenruder
(für α konstant)



Höhenruder Ausschlag η
im stationären Gleitflug

Fahrwerk EIN
Alte Kabine



Nach Messungen im
kleinen Windkanal

bezogen auf S.P.-Lage 56,0%t

Nach Messungen
am Gleiter

Messwerte aus
Abklippversuchen;
S.P.-Lage 56,0%t

Beginn des Abklippens

Aus Polarenflügen m. S.P.-Lage 56,3%t

$\beta_N = 0$

Dito bezogen auf S.P.-Lage
56,0%t
(entspr. Abklippversuchen)

