



EIDGENÖSSISCHES
FLUGZEUGWERK
EMMEN

WINDKANAL

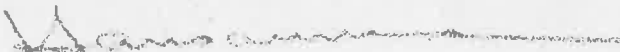
BERICHT: FP 3176/1

UNTERSUCHUNGEN ZUM TUMBLINGPROBLEM N-20

F + W Form. Nr. 2003 v. 8. 6. 49 69579

UNTERSUCHUNGEN ZUM TUMBLINGPROBLEM N-20Uebersicht

Bei der Flugzeugtype N-20 hat sich die Frage gestellt, ob infolge der schwanzlosen Konzeption die Gefahr des Tumbling vorhanden ist. Um hierüber Aufschluss zu erhalten, sind Tumblingversuche mit Freifallmodellen sowie Versuche im Windkanal durchgeführt worden. Vorliegender Bericht gibt über diese Untersuchungen Aufschluss und versucht, auch theoretisch den Tumblingeffekt zu erfassen.

Der Abteilungschef:Der Bearbeiter:

Abschrift:

Da

bearbeitet:

Ha/Lü

geprüft

Ha

20.3.1951.

Inhaltsverzeichnis

1. EINLEITUNG	3
2. FREIFLUGVERSUCHE	4
2.1. Modelle	4
2.2. Versuchseinrichtung und -Durchführung	15
2.3. Versuche	22
2.4. Ergebnisse	29
3. WINDKANALVERSUCHE	30
3.1. Modell	30
3.2. Messeinrichtung	31
3.3. Versuche	33
3.4. Ergebnisse	36
3.5. Modell mit Normal-Höhenleitwerk	37
4. THEORETISCHE UNTERSUCHUNG	38
4.1. Physikalisches Bild des Tumblingvorganges	38
4.1.1. Statischer Längsmomentenverlauf	38
4.1.2. Längsmomentenverlauf bei Drehbewegung	39
4.1.3. Abschätzung der Drehfrequenz	40
4.1.4. Durchkipffrequenz	42
4.1.5. Tumblingkriterium	44
4.1.6. Tumblinggrenze	45
4.2. Berechnung der Tumblinggrenze für N-20	47
5. ZUSAMMENFASSUNG UND SCHLUSSFOLGERUNG	50
6. BEILAGEN	52

Abchrift:

Ger

bearbeitet:

Ha & Iti

geprüft:

Ha

20. 3.1951.

1. EINLEITUNG

Zur Klärung der Tumblingfrage für N-20 wurden folgende Untersuchungen durchgeführt:

a) Freiflug-Tumblingversuche:

Für diesen Zweck sind 4 der Grossausführung geometrisch und dynamisch ähnliche Modelle im Masstab 1:9 gebaut und Freifallversuche auf dem Flugplatz Lodrino durchgeführt worden. Die Modelle wurden hierbei aus 350 m Höhe und aus extremen, für die Einleitung des Tumbling jedoch als günstig erachteten Ausgangslagen von gefesselten Ballonen abgeworfen und die Flugbewegungen beobachtet. Total sind 7 Abwürfe gemacht worden.

b) Kanalversuche:

Auf Anregung von Herrn Prof. Ackeret sind im Windkanal ergänzende Tumblingversuche bei Rotation des Modelles um eine vorgegebene Achse gemacht worden. Verwendet wurde hierbei ein Halbmodell das jedoch dynamisch nicht der Grossausführung ähnlich war, sondern relativ wesentlich grössere Massenwerte aufwies.

c) Theoretische Untersuchung:

Es wurde vorerst nach einer physikalischen Erklärung des Tumblingvorganges gesucht. Diese erlaubt uns die Ergebnisse von Freiflug- und Kanalversuch auf gemeinsamen Nenner zu bringen und auch quantitative Aussagen über die Tumblinggrenzen des N-20 zu machen.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft

Ha

20. 3.1951.

2. FREIFLUGVERSUCHE

Dank dem Entgegenkommen der Direktion der Militärflugplätze war es möglich, die Versuche auf dem Flugplatz Lodrino durchzuführen, wo der Versuchsequippe die Werkstätten, technischen Einrichtungen und Fahrzeuge zur Verfügung standen.

Die Versuche wurden mit 4 Modellen durchgeführt, die aus ca. 350 m über Boden (Höhe der gefesselten Ballons) abgeworfen wurden.

Um die Modelle vor Zerstörung beim Aufprall am Boden möglichst zu schützen waren sie mit Fallschirmen ausgerüstet, die auf elektrischem Wege drahtlos zur Auslösung gebracht wurden. Gleichzeitig war bei 2 Modellen diese Fernsteuerung so ausgeführt, dass auch gewisse Ausschläge der Haupttruder während des Falles aufgebracht werden konnten.

Die Versuche in Lodrino dauerten vom 12. Dezember 1950 bis 6. Januar 1951 und sollen im Folgenden beschrieben werden.

2.1. Modelle2.1.1. Geometrie der Modelle

Alle 4 Modelle waren der Grossausführung geometrisch ähnlich (ohne Innendurchströmung) und wiesen folgende Hauptabmessungen auf:

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lli

geprüft:

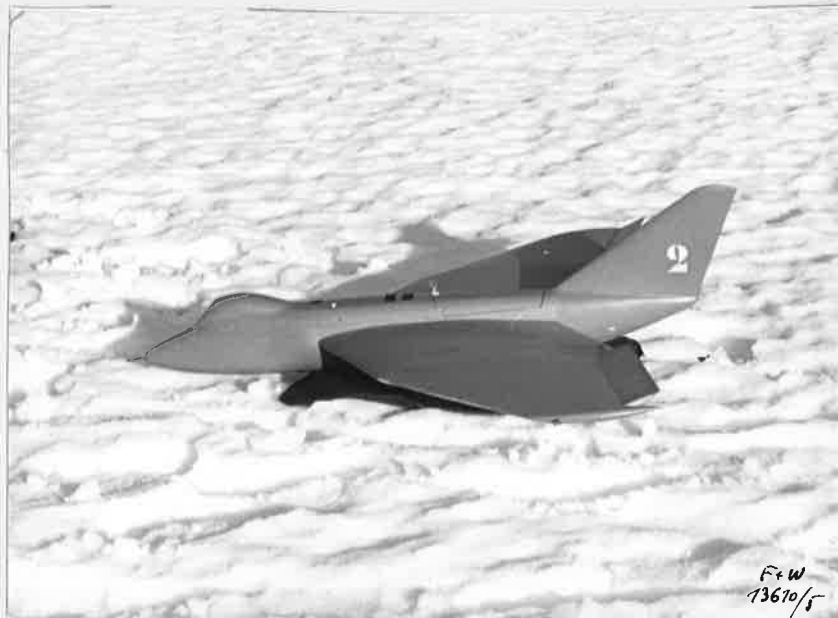
Ha

20. 3.1951.

Masstab	1:9
Flügelfläche	0,6648 m ²
Spannweite	1,400 m
Bezugsflügeltiefe	0,5555 m

Der Schwerpunkt wurde in 55,56 % des Flügelmittelschnittes gewählt.

Das nachstehende Bild zeigt das Modell 2 in abwurfbereitem Zustande.



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft:

Ha

20. 3. 1951.

2.1.2. Massenverhältnisse der Modelle

Von den 4. Modellen waren ausgerüstet:

Modell 1 mit Ruderverstellung und Fallschirmauslösung
Modell 2

Modell 3
Modell 4 mit Fallschirmauslösung

Die verschiedene Ausrüstung der Modelle bedingte andere Gewichte und damit eine andere Zuordnung der Bezugshöhen, wodurch natürlich auch die Trägheitsmomente beeinflusst wurden, wie aus folgender Zusammenstellung hervorgeht.

Ausgehend von den Daten der Grossausführung

Masstab	$M = 1:1$
Gewicht	$G = 8700 \text{ kg}$
Bezugshöhe	$H = 3500 \text{ m CINA}$ für Modell 1 und 2 1000 m CINA für Modell 3 und 4
Trägheitsmomente	$J_x = 3280 \text{ kg m sec}^2$ $J_y = 3050 \text{ kg m sec}^2$ $J_z = 6140 \text{ kg m sec}^2$

und den Modellgesetzen für ähnliche Flugbahn

$$G_M = \frac{G}{\gamma \cdot m^3} \quad \text{wobei} \quad \gamma = \frac{\rho}{\rho_M} = 0,743 \text{ bzw. } 0,952$$

$$J_M = \frac{J}{\gamma \cdot m^5} \quad m = \frac{M}{M_M} = 9$$

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Hi

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1

Blatt 7

erhalten Modellgewichte und Modellträgheitsmomente folgende Soll-Beträge:

		<u>Modell 1 und 2</u>	<u>Modell 3 und 4</u>
Gewicht	G_M kg	16,08	12,55
Trägheitsmomente	J_{M_x} kg m sec ²	0,0748	0,0584
	J_{M_y} kg m sec ²	0,0696	0,0543
	J_{M_z} kg m sec ²	0,1398	0,1093

Die Trägheitsmomente sind unter Berücksichtigung der mit-schwingenden Luftmassen durch Pendeln bestimmt worden, und zwar für J_{M_x} und J_{M_y} um eine ausserhalb des Modells parallel zur Modell-x- bzw. Modell-y-Achse verlaufende Schneide, für J_{M_z} um die Schwerpunktsachse.

Durch Pendeln der komplett zusammengebauten Modelle und nachheriges Auswuchten mit Bleigewichten konnten folgende Effektivwerte und Abweichungen gegenüber den Sollwerten ermittelt werden.

Modell 1 und 2

		Effektivwert	Abweichung %
Gewicht	G_M kg	16,0	- 0,5
Trägheitsmoment	J_{M_x} kg m sec ²	0,0748	0
	J_{M_y} kg m sec ²	0,0696	0
	J_{M_z} kg m sec ²	0,1249	-10,7

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lii

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Modell 3 und 4.

	Effektivwert	Abweichung %
Gewicht G_M kg	12,37	- 1,4
Trägheitsmoment J_{M_x} kg m sec ²	0,0569	- 2,6
J_{M_y} kg m sec ²	0,0486	-10,5
J_{M_z} kg m sec ²	0,1090	- 0,3

2.1.3. Elektrische und mechanische Einrichtungen

Die Einrichtungen im Modell bestanden aus:

Empfänger

Ruderverstellung (nur in Modellen 1 und 2)

Fallschirmauslösung

Am Boden war die Sendeanlage aufgestellt. Die Einzelheiten dieser Ausrüstung und ihre Arbeitsweise werden nachfolgend beschrieben:

a) Funkeinrichtung

Hierzu verweisen wir auf Beilage 1 Sende-Empfängerschemas zu Tumbling-Modellen, aus der die elektrische Schaltung eindeutig hervorgeht.

Die Sendeanlage war, wie aus dem folgenden Bild hervorgeht, auf dem Flugzeugunterstand 3 aufgebaut und bestand aus 24 V = -Akkumulator (am Boden stehend), Sender (auf der Bank) und Antenne.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft

Ha

20. 3.1951.



Solange bei abgestimmter Anlage der Sender eingeschaltet war, wurde im Empfänger ein Relais angezogen, das bei Unterbruch des Sendens abfiel und dann den Stromkreis der Fallschirmbetätigung oder bei Modell 1 und 2 denjenigen der Ruderverstellung schloss und so den Fallschirm resp. die Ruderverstellung auslöste.

Die Sendefrequenz war 63 Megahertz, entsprechend einer Wellenlänge von $\lambda = 4,76$ m (UKW).. Sendereingangsleistung 15 Watt.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Idi

geprüft

Ha

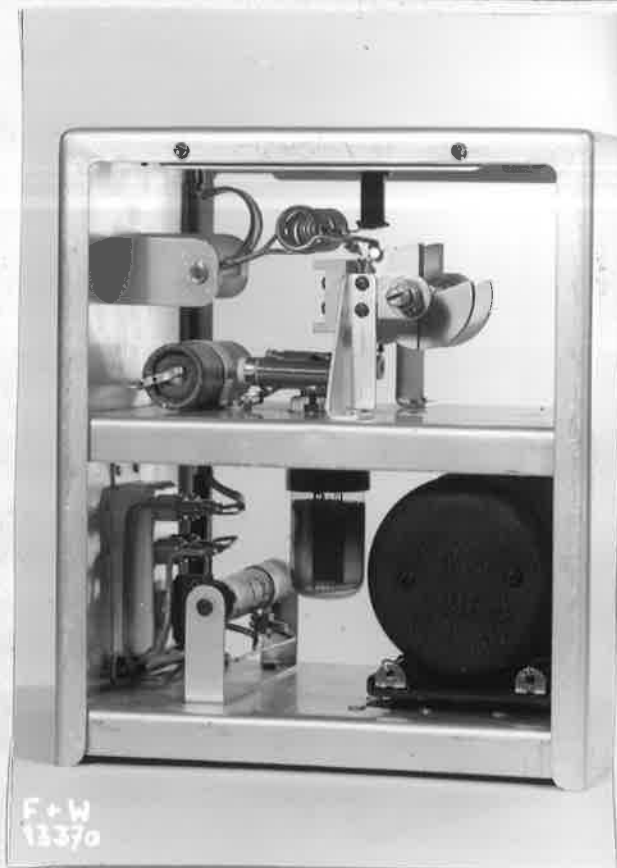
20. 3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

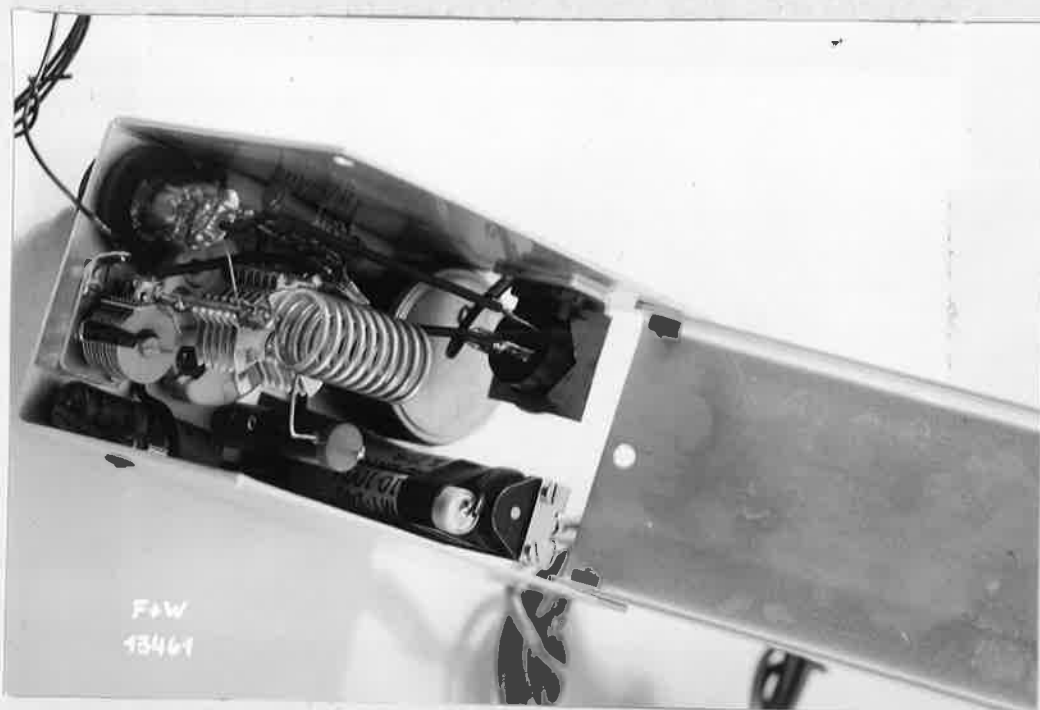
FP 3176/1

Blatt 10

Sender



Empfänger



Abzchrift:

Ger

bearbeitet:

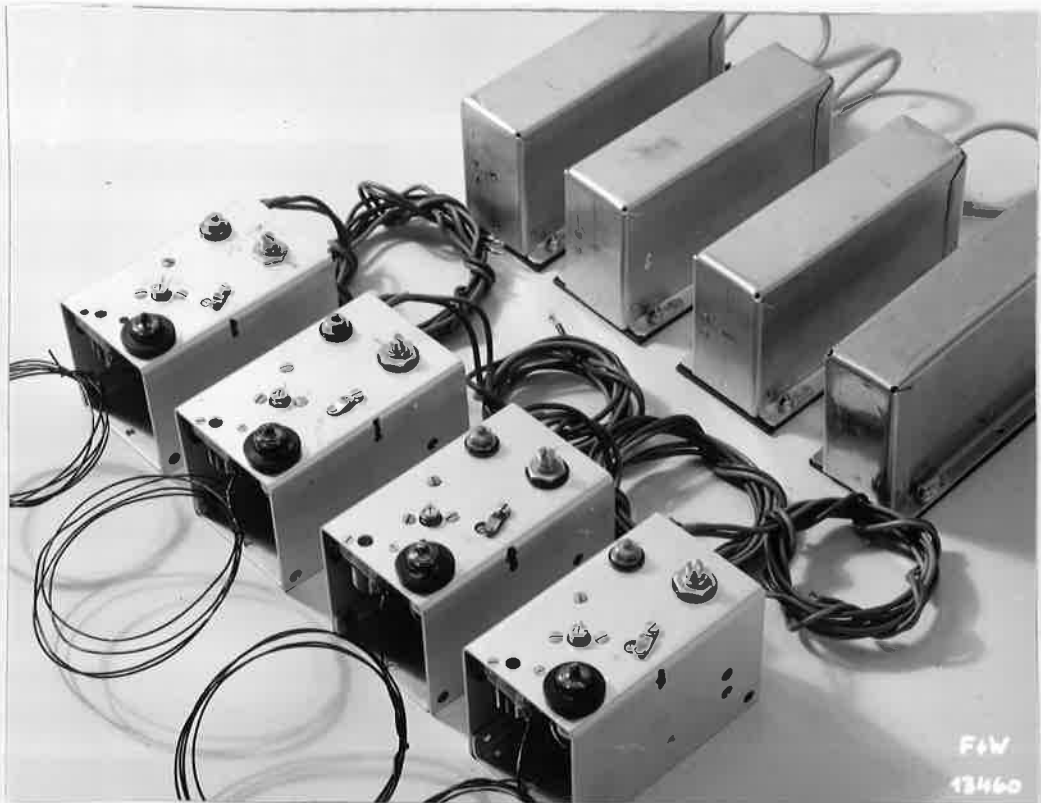
Lü

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Empfänger und Batteriekasten für die 4 Modelle



Die Antenne ist ein gefalteter Dipol mit der Länge $\lambda/2$.

b) Ruderverstellung und Fallschirmauslösung

Nachstehend sind die beiden Schaltschemas für die beiden Modellgruppen dargestellt.

Abschrift:

Hf.

bearbeitet:

Id.

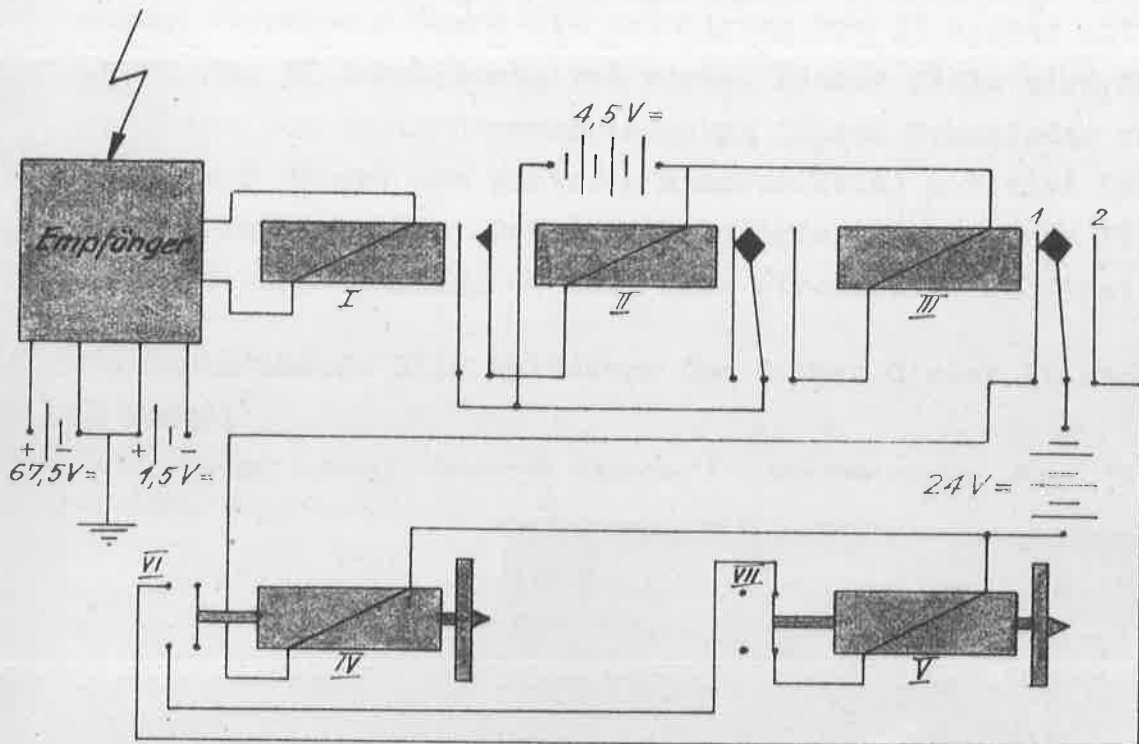
geprüft:

Ha.

20.3.1951.

Schaltschema für Modell 1 und 2

mit Ruderverstellung und Fallschirmauslösung



Die Anlage arbeitet mit Impulsen, die durch das kurzzeitige Unterbrechen des Senders entstehen und das Relais I zum Abfallen bringen. Dadurch wird beim ersten Impuls das Relais II betätigt, dessen Kontakt aus der Ruhestellung springt und den Stromkreis des zweipoligen Relais III schliesst, dessen Kontaktfeder in die Stellung 1 geht und dadurch den Magnetkopf IV der Ruderverriegelung unter Strom setzt. Die bereits am Boden vorgewählte Ruderbewegung (durch Vorspannen eines Federpaares) wird freigegeben und das Ruder verstellt. Der zweite Impuls bringt den Kontakt des Relais II wieder in die Ruhestellung, ohne an der übrigen Schaltung etwas zu ändern.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Iü

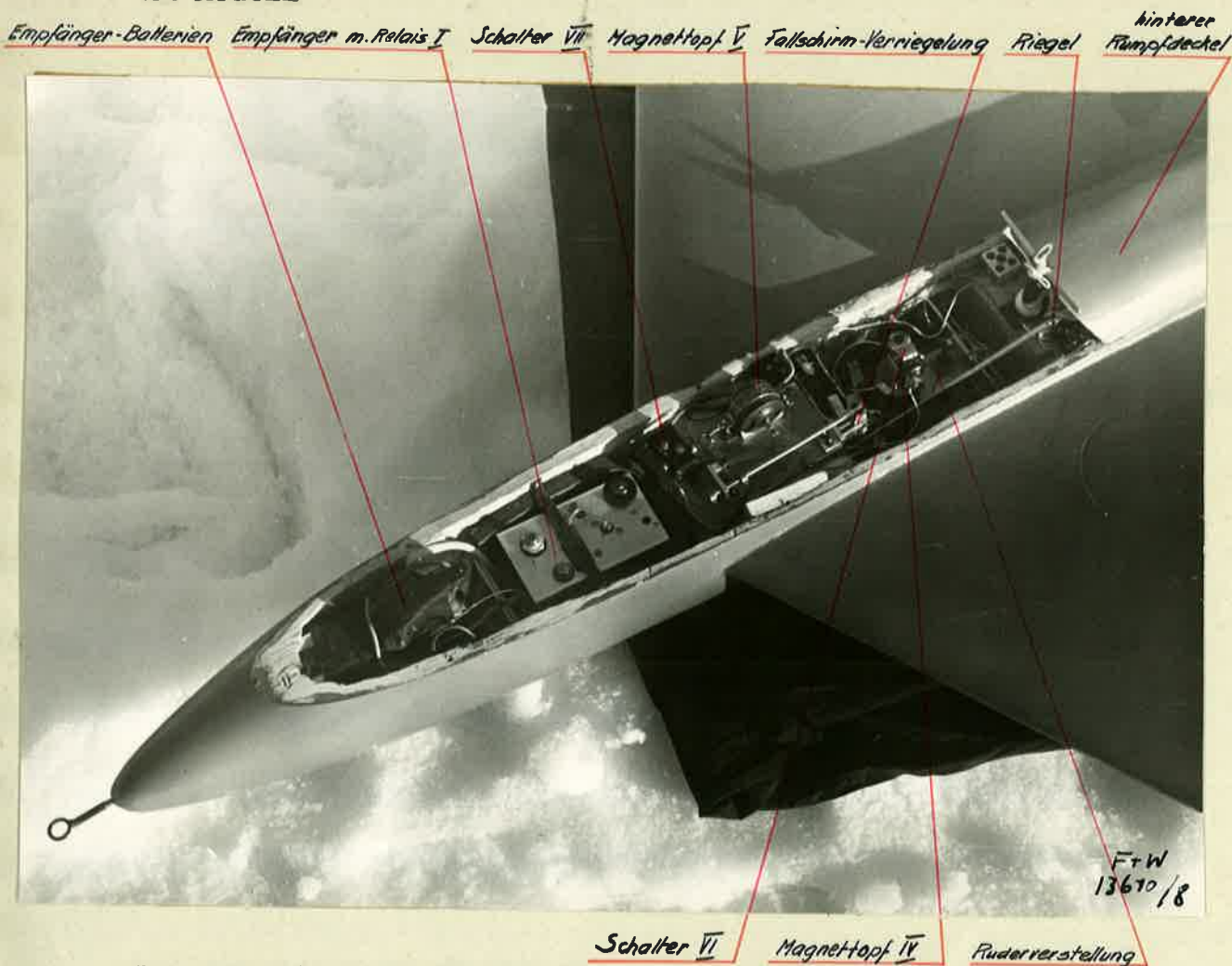
geprüft

Ha

20. 3.1951.

(Relais III bleibt in Stellung 1 und Magnetkopf IV angezogen)
Der dritte Impuls schaltet über den Arbeitskontakt des Relais II das Relais III in Stellung 2, wodurch Magnetkopf IV ab - aber Magnetkopf V (Fallschirmverriegelung) eingeschaltet wird, dessen Stromkreis durch die Betätigung von IV vorher mit dem Umschalter VI durchgeschaltet wurde. Dieser Kreis wird durch das Lösen der Fallschirmverriegelung (durch Druckfeder vorgespannter Riegel des hinteren Rumpfdeckels) mittelst Schalter VII unterbrochen. Der 4. Impuls bringt das Relais II wiederum in Ruhestellung, so dass alle Stromkreise geöffnet sind.

Das nachstehende Bild erläutert den Einbau dieser Einrichtungen im Modell



Die Schaltrelais II und III sind unter der Ruderverstellung im Rumpf untergebracht.

Abschrift:

Ger

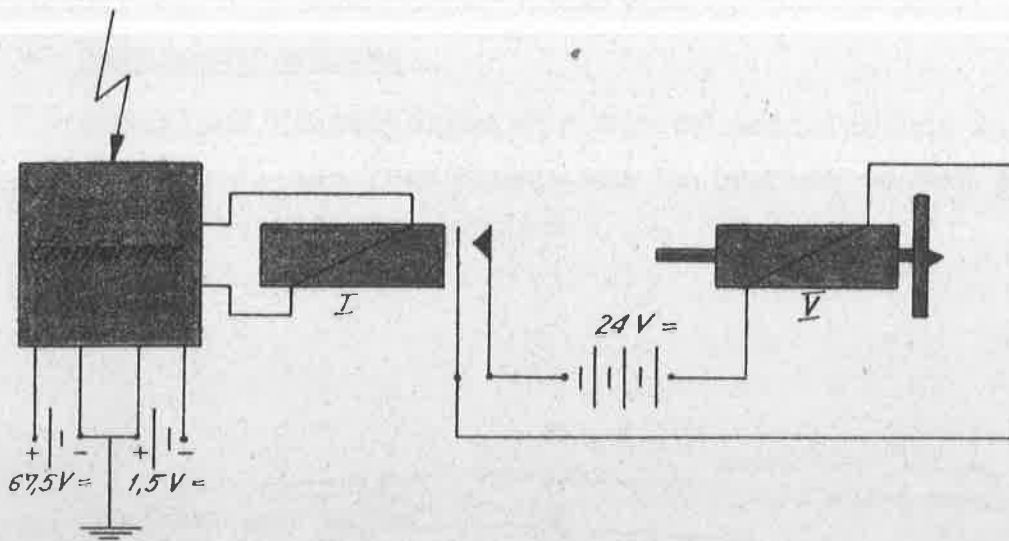
bearbeitet:

Iii

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Schaltschema für Modell 3 und 4
mit Fallschirmauslösung

Der Empfänger arbeitet genau gleich wie bei den andern Modellen, nur wird schon beim ersten Impuls durch den Magnetkopf V die Verriegelung des hintern Rumpfdeckels gelöst und der Fallschirm freigegeben.

Dieser Deckel war durch eine Leine mit dem Hilfsfallschirm verbunden, die beide durch eine Feder beim Lösen der Verriegelung vom Modell weggeschleudert wurden und den Hauptfallschirm herausrissen.

Hilfsfallschirm $D = 0,35 \text{ m}$ $F = 0,096 \text{ m}^2$ 12 Leinen

Hauptfallschirm $D = 2,8 \text{ m}$ $F = 6,15 \text{ m}^2$ 24 Leinen

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

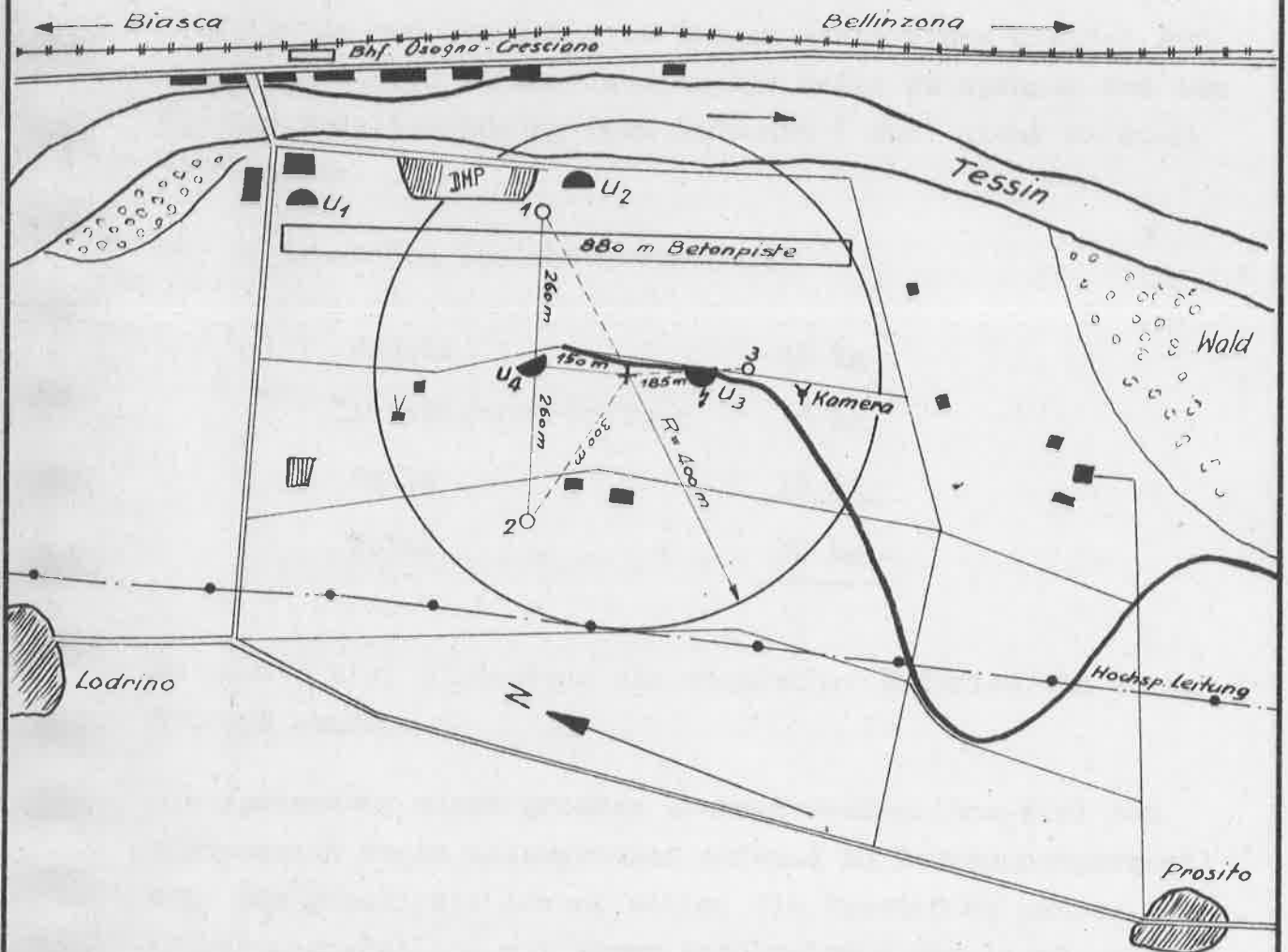
geprüft

Ha

20. 3.1951.

2.2. Versuchseinrichtung und -Durchführung1. Versuchsanordnung

Bevor auf Einzelheiten der Versuchseinrichtung eingegangen wird, soll die Versuchsanlage in Lodrino anhand eines Krokis beschrieben werden.



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft:

Ha

20. 3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1
Blatt 16

Die Ballons zum Hinauftragen des Modelles waren an 3 Punkten am Boden gefesselt. Die Fesselpunkte 1 und 2 waren fest, während am Endpunkt 3 eine Umlenkrolle befestigt war, die gestattete, mit einem Jeep die Ballons rasch aufsteigen zu lassen oder einzuziehen. Die auf der Skizze gezeigte Anordnung erfüllte am besten das angestrebte Ziel, dass sich innerhalb eines Kreises von 400 m Radius keine bewohnten Gebäude befinden sollten (Mit Ausnahme des grossen DMP-Hangars wurde diese Forderung erfüllt).

Die Ballons hatten das Gewicht des Modelles, der Aufhängevorrichtung und der Seile zu tragen sowie einen kleinen Auftriebsüberschuss aufzuweisen um die Seile zu spannen und dem Zug der Modellauslösung (vom Endpunkt 1 aus) nicht zu stark nachzugeben.

Die zu tragenden Gewichte betragen:

Modell	16 kg
Aufhängevorrichtung	6 kg
Seile	<u>15 kg</u>
Total	<u>37 kg</u>

Es musste also mindestens ein statischer Auftrieb von 45 kg erzeugt werden.

Die Verwendung eines grossen Armee-Fesselballons fiel zum vorneherein wegen allzugrossem Aufwand an Bedienungspersonal weg. Die günstigste Lösung schien die Verwendung mehrerer Temperatursonden-Ballons mit einem Prallvolumen von 14 m³ pro Ballon. Da pro 1 m³ Wasserstoff-Füllung in 800 m Höhe mit ca. 1,05 kg Auftrieb gerechnet werden kann und jeder Ballon 5,6 kg wiegt, ergab sich bei Verwendung von 6 Ballons bei 90 %

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lii

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1
Blatt 17

Füllung ($76 \text{ m}^3 \text{ H}_2$) eine totale Auftriebskraft von

$$\underline{A = 80 \text{ kg}}$$

Die Erfahrung, dass unter Windeinfluss die Anordnung der Ballons in einem Kreis nicht stabil ist, musste mit zwei zerissenen Ballons bezahlt werden. Darauf wurden sie als Kette übereinander angeordnet, wie es das Bild veranschaulicht.



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

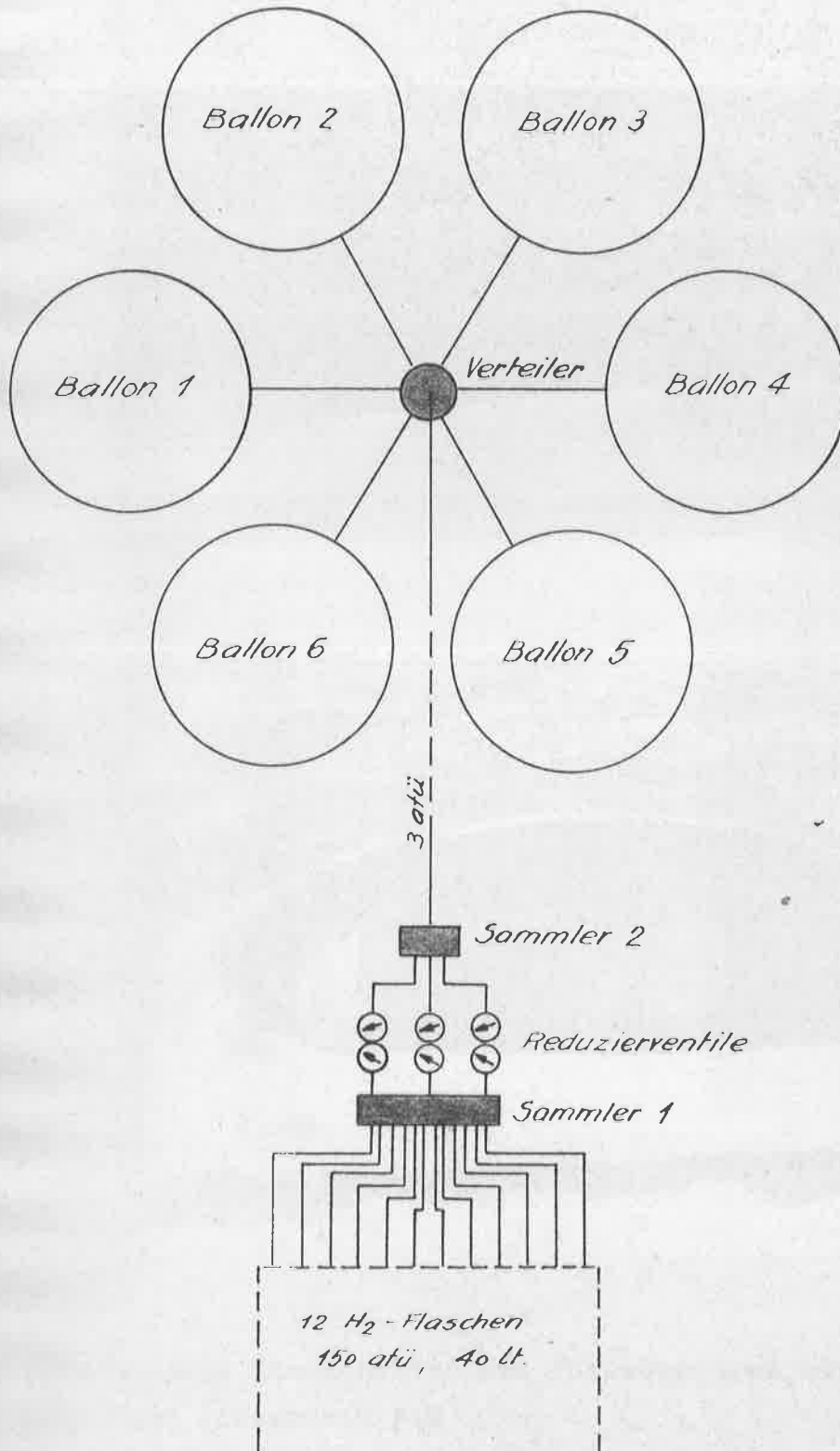
Lü

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Die Füllung der Ballons erfolgte ab Hochdruckflaschen gemäss nachfolgendem Schema



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Hü

geprüft

Ha

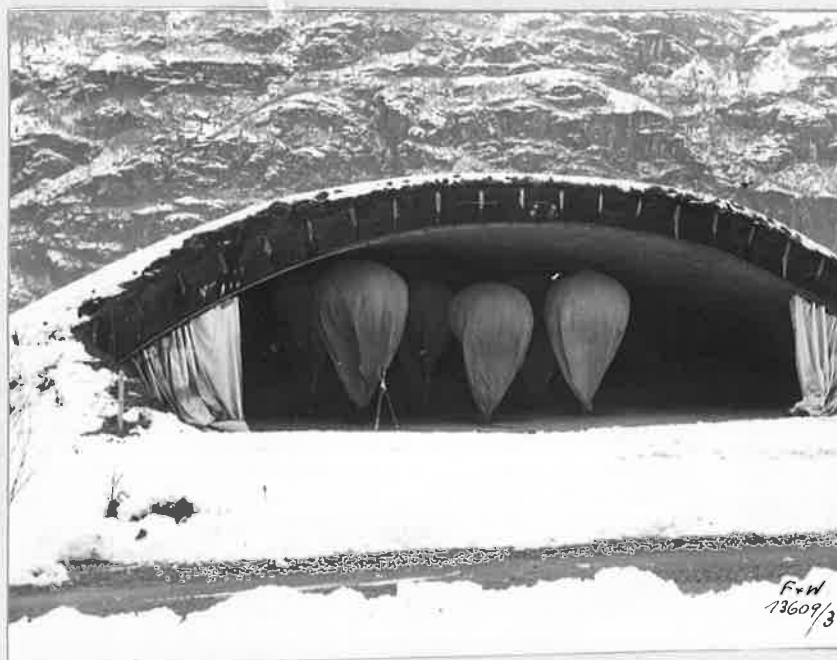
20. 3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1

Blatt 19

Bei beiden nächsten Bildern zeigen die im Flugzeugunterstand
3 ausgelegten leeren Ballons und eine Phase der Füllung

F+W
13609/1F+W
13609/3

Für weitere Einzelheiten des Füllvorganges verweisen wir auf
den Film (im Archiv F+W).

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ili

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1
Blatt 20

Die gefüllten Ballons wurden zum Endpunkt 3 gebracht und an die Fesselung angehängt (Siehe Bild)



Die Fesselung bestand aus 3 Nylonseilen von 4,5 mm \varnothing und 280 kg Bruchfestigkeit, wovon zwei (450 m Länge) fest an den Punkten 1 und 2 eingehängt waren, während das dritte Seil (400 m Länge) über die Umlenkrolle bei 3 lief und am Jeep befestigt wurde.

Die Modellaufhängung zeigt das nachfolgende Bild mit dem für das Abstimmen des Empfängers bereiten Modell 2.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft

Ha

20. 3. 1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1

Blatt 21

Ueber weitere Einzelheiten der Fesselung und der Versuchsvorbereitung orientiert der aufgenommene Film.

2. Beobachtung

Um die voraussichtlich nicht mehrmals reproduzierbaren Abwürfe eindeutig beobachten zu können, wurden die folgenden Beobachtungsarten angewendet:

- a) Visuelle Beobachtungen durch alle Mitglieder der Versuchsequippe.
- b) Aufnahme der Flugbewegungen während dem ganzen Abwurf durch 16 mm-Ciné-Kamera mit Teleobjektiv vom Boden aus.
- c) Aufnahme der ersten Phase nach dem Auslösen des Modelles mit einer an den Ballons aufgehängten 16 mm-Ciné-Kamera mit Weitwinkelobjektiv. (Auslösung durch fallendes Modell mittelst Reissleine und vorgespanntem mechanischem Schalter).

Von diesen 3 verschiedenen Beobachtungen hat die erste (visuelle Beobachtung) in allen Fällen das beste Resultat ergeben, das zudem sofort verwendet werden konnte.

Wegen unsichtigem Wetter und teilweise leichtem Regen konnten vom Boden aus nur 3 Abwürfe gefilmt werden.

Die an den Ballons aufgehängte Kamera ergab keine positiven Resultate, da sie beim Auslösen des Modells durch die Entlastung auspendelte und zudem das Modell sofort den durch das Objektiv erfassten Kegel mit 40° totalem Oeffnungswinkel verliess.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Hl

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Preiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1
Blatt 22

3. Versuchsvorgang

Nach dem Füllen und Fesseln der Ballons mussten, bevor zum eigentlichen Abwurf geschritten werden konnte, Sender- und Empfängeranlage aufeinander abgestimmt und auf richtiges Arbeiten geprüft werden. Vor dem ersten Abwurf wurde die Abstimmung am Boden vorgenommen, worauf die Fallschirmauslösung erst ca. 3 m über Boden ansprach. Der Grund dafür war, dass mit der Entfernung vom Erdboden auch eine Kapazitätsänderung gegenüber der Antenne stattfand, wodurch die Empfängerabstimmung verändert wurde.

Für alle folgenden Versuche wurde die Abstimmung am freihängenden Modell in 1,2 + 1,5 m Höhe über Boden vorgenommen, und durch mehrmaliges Aufziehen des gesicherten Modells in ca. 70 - 100 m Höhe durch Unterbrechen des Senders die Auslösung kontrolliert. Erst wenn diese Versuche für ein richtiges Arbeiten eine gewisse Gewähr boten, ging man zum Abwurf über.

Das Modell wurde durch einen vorgespannten Riegel gehalten, welcher vom Fesselpunkt 1 aus mit einer Zugschnur geöffnet werden konnte. Das freifallende Modell löste mit einer Reissleine die Verriegelung eines vorgespannten Schnappschalters, der die Abzugklinke der an den Ballons aufgehängten Ciné-Kamera betätigte.

2.3. Versuche

Als Ausgangslage um die Modelle ins Tumbling zu bringen, schien in Frage zu kommen:

Abeschrift:

Ger

bearbeitet:

lli

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1

Blatt 23

a) Ausgangslage horizontal:

Das Modell muss in diesem Falle vollständig den am Flügel abgerissenen Strömungsbereich durchlaufen, so dass also, falls Längsmomenteninstabilitäten für das Tumbling massgebend sind, diese sich auswirken sollten.

b) Modell an Rumpfnase aufgehängt:

Das Modell rutscht zuerst nach rückwärts ab (instabiler Zustand) und erhält eine bruske Kippbewegung über Bauch- oder Rückenlage. Es wird also ein intensiver Drehimpuls im Sinne des Tumbling erteilt.

c) Modell an Flügelrandkappe aufgehängt:

Es entsteht zuerst starkes seitliches Abrutschen.

In den Fällen a) und b) schien speziell noch komplett gezogenes Höhenruder tumblingfördernd zu sein.

Die durchgeführten Versuche sind in der folgenden Tabelle zusammengestellt und werden anschliessend einzeln besprochen.

Versuch Nr.	Ausgangs-Position	Höhenruder	Datum	Zeit	Modell	Bemerkungen
1	horiz.	- 1,5°	13.12.50	1545	3	Zerstörung d.Modells
2	rückw.	- 1,5°	15.12.50	1430	4	" "
3	rückw.	- 27°	19.12.50	1540	2	
4	rückw.	- 3,5°	4. 1.51	1530	2	
5	seitl.	- 3,5°	4. 1.51	1630	1	Beschädigung d.Modells
6	horiz.	- 30°	5. 1.51	1215	2	Zerstörung d.Modells
7	horiz.	- 30°	5. 1.51	1530	1	" "

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ili

geprüft

Ha

20. 3.1951.

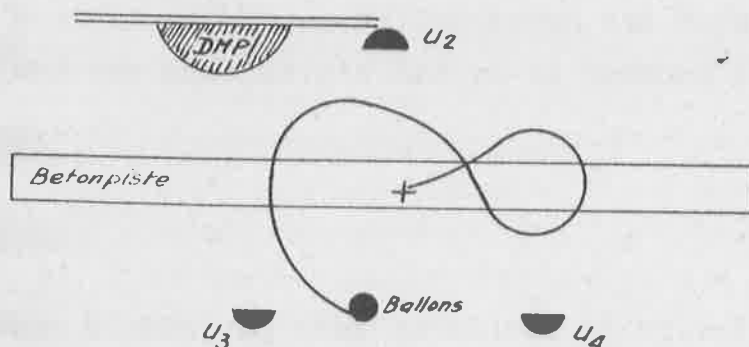
Bei allen Versuchen mit Ausnahme von Versuch 6, betrug die Abwurfhöhe 300 - 350 m über Grund. Die Schwerpunktslage von 55,6 % des Flügelmittelschnittes wurde immer beibehalten.

Versuch 1

Nach dem Auslösen geht das Modell auf den Kopf und über den rechten Flügel in eine Steilspirale. Nach $1 + 1 \frac{1}{2}$ Umdrehungen Abfangen und Uebergang in ruhigen, stationären Gleitflug in weiter Rechtskurve mit relativ grosser Geschwindigkeit. Nach einer Kurve von ca. 150° ruhiger Wechsel in stetige 270° -Kurve links. Touchieren der Betonpiste mit vollständiger Zerstörung des Modells.

Die Fallschirm-Auslösung funktionierte erst ca. 3 m über Boden.

Flugbahn:



Fallhöhe bis zum Abfangen ca. 50 + 80 m.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ili

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1
Blatt 25

Versuch 2

in Anwesenheit von Prof. Ackeret und Prof. Rauscher.

Das Modell rutscht rückwärts ab, kippt über Bauch in Rückenlage. Von unten hatte man den Eindruck einer ganzen Rotation, nach Beobachtungen des Herrn Müggler (DMP), der die Bewegung stark seitlich verfolgte, pendelte das Modell in die Sturzfluglage zurück. Anschliessend Abfangen mit anfänglich starkem Schieben und Uebergang in weite Normalflugspirale.

Die Fallschirmauslösung funktionierte, jedoch riss das Verbindungskabel zwischen Hilfs- und Hauptfallschirm. Die darauf folgenden Flugbewegungen waren unregelmässig, entsprachen jedoch steuerfähigen Bedingungen (keine Vrille). Die Unregelmässigkeiten konnten durch Störungen von Seite der Fallschirmöffnung und durch den heraushängenden und schlagenden Hauptfallschirm bedingt sein.

Aufschlag in einem Graben mit vollständiger Zerstörung des Modells.

Darauf wurden bei beiden Fallschirmen die Verbindungen verstärkt und der beschädigte Schirm in Ordnung gebracht.

Versuch 3

Abrutschen rückwärts, über Bauchlage in Sturzfluglage pendelnd mit anschliessendem Abfangen und Uebergang in Normalflug. Fallschirmauslösung funktioniert, Landung ohne Beschädigung des Modells.

Abwurf vom Boden gefilmt.

Trotz vollgezogenem Höhenruder zeigte das Modell keine Tendenz in die Vrille zu gehen.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1
Blatt 26

Versuch 4

Abrutschen rückwärts, über Bauchlage in Sturzfluglage kippend, nach starker Pendelperiode Abfangen mit anschliessendem Stechflug in Normalfluglage.

Fallschirm ausgelöst, Landung ohne Beschädigung des Modells.
Vom Boden aus gefilmt.

Versuch 5

Seitliches Abrutschen und rascher Uebergang in kurzer Steilspiralbewegung zu normalem Stechflug. Das Modell holt sehr rasch Geschwindigkeit auf. Die Fallschirmauslösung funktioniert, doch reisst die Verbindung zwischen Hauptfallschirm und Modell, welches auf gleichem Kurs weiterfliegt, weiter Geschwindigkeit aufholt, dann entsprechend Geschwindigkeitsüberschuss und Höhenruderstellung aufzieht. Nach einem flachen Steigflug von ca. 30 m Höhendifferenz geht das Modell langsam über die Nase in den Stechflug und wiederholt das Manöver.

Aufschlagstelle ca. 1200 m vom Abwurfsort, Modell infolge flachem Anfliegen des mit Schnee bedeckten Bodens nur geringfügig beschädigt.

Leider konnte dieser Abwurf auf dem Film nicht festgehalten werden, da mit der Kamera etwas nicht in Ordnung war.

Es wurde vermutet, dass bei dieser Ausgangslage das Modell sofort in die Vrille gehen würde. Des weiteren gibt dieser Versuch einen gewissen Hinweis auf die dynamische Kurs-Querstabilität des Flugzeuges.

Abchrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft

Ha

20. 3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1

Blatt 27

Versuch 6

In ca. 80 m über Boden klinkt das Modell unbeabsichtigt aus. Anfangsphase ungenügend beobachtet. Im letzten Teil vor dem Aufschlag bewegt sich das Modell in einer steilen Spirale. Keine Aufnahme.

Wie sich nachträglich aus den Photos ergab, hatten sich die Ruder beim Transport verstellt, so dass das linke Ruder nur einen Ausschlag $\eta = -20^\circ$, das rechte aber $\eta = -30^\circ$ aufwies, wie die beiden folgenden Bilder zeigen



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft

Ha

20. 3.1951.



Vollständige Zerstörung des Modelles.

Versuch 7

Wiederholung von Versuch 6.

In der ersten Phase nach dem Pendeln etwas unregelmässiger Stechflug, dann rascher Uebergang in Vrille (ev. Kollision mit Ballonfesselung).

Fallschirmauslösung funktioniert nicht, vollständige Zerstörung des Modelles.

Dieses Modell wurde nach dem Abwurf 4 geflickt und konnte deshalb Unsymmetrien aufweisen.

Film vom Boden.

Abschrift:

Hf.

bearbeitet:

Lü.

geprüft

Ha.

20.3.1951.

2.4. Ergebnisse

Als Resultat der Freiflug-Tumblingversuche kann festgehalten werden:

Tumbling, definiert als stationäre Rotation um die Flugzeugquerachse konnte trotz extremer und tumblingfördernder Ausgangslagen, in keinem Falle erzielt werden.

Das jeweilige rasche Uebergehen des Modelles aus den extremen Ausgangslagen in einen einwandfreien steuerbaren Flugzustand darf als positiver Hinweis für befriedigende Flugeigenschaften und gute Stabilitätsverhältnisse ausgelegt werden. Umgerechnet auf die Grossausführung benötigt diese etwa eine Fallhöhe zwischen 500 + 1000 m um sich selbst (ohne Massnahmen des Piloten) in einen Normalflugzustand überzuführen.

Des weitern ist festzuhalten, dass eine geringe Abkipptendenz und Trudelfreudigkeit des Flugzeuges bei diesen Versuchen beobachtet werden konnte.

Die Versuchsmethode an und für sich hat sich bei normalen Witterungsbedingungen bewährt. Die elektrischen Einrichtungen würden für weitere Versuche noch etwas Entwicklungsarbeit erfordern, um genügend Sicherheit für richtiges Funktionieren zu gewährleisten.

Für weitere Freiflugversuche dieser Art sollte jedoch unbedingt ein grösserer Platz zur Verfügung stehen, da das Risiko, dass Personen, feste oder mobile Einrichtungen zu Schaden kommen, gross ist.

Abschrift:

Hf.

bearbeitet:

Lü.

geprüft

Ha.

20.3.1951.

3. WINDKANALVERSUCHE

Angeregt durch Herrn Prof. Ackeret wurden nach den Freiflugversuchen zur Ergänzung im Windkanal Tumbling-Versuche bei fester Drehachse mit einem Halbmodell durchgeführt.

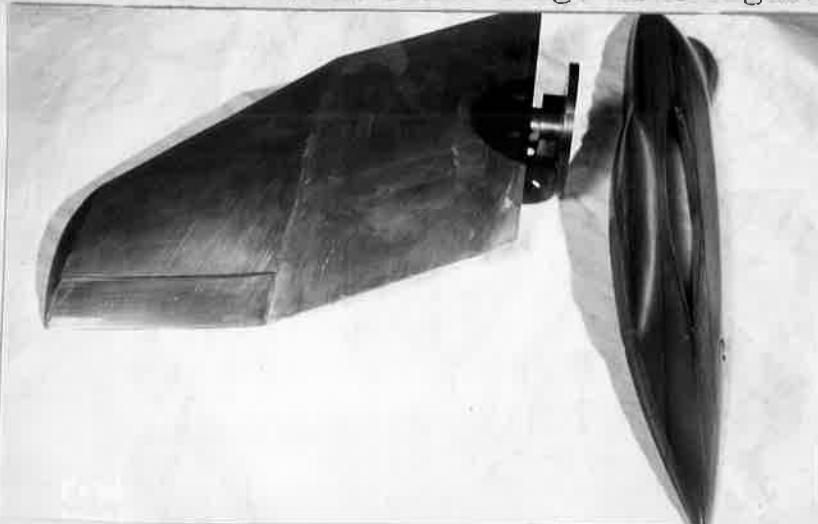
3.1. Modell

Als Modell fand das seinerzeit für die Dreikomponentenmessungen im Hochgeschwindigkeitskanal der E.T.H. hergestellte Halbmodell Verwendung. (Siehe Bericht FP 3113/7)

Dessen Hauptabmessungen sind:

Nasstab	M = 3:100
Flügelfläche	F = 0,02423 m ²
Bezugsflügelteiefe	t = 0,150 m
Halbspanweite	b/2 = 0,189 m

Die entsprechende Rumpfhälfte aus Holz, jedoch ohne Seitenleitwerk, konnte in einfacher Weise auf den Messingflügel geklemmt werden. Die beiden Teile zeigt nachfolgendes Bild.



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft:

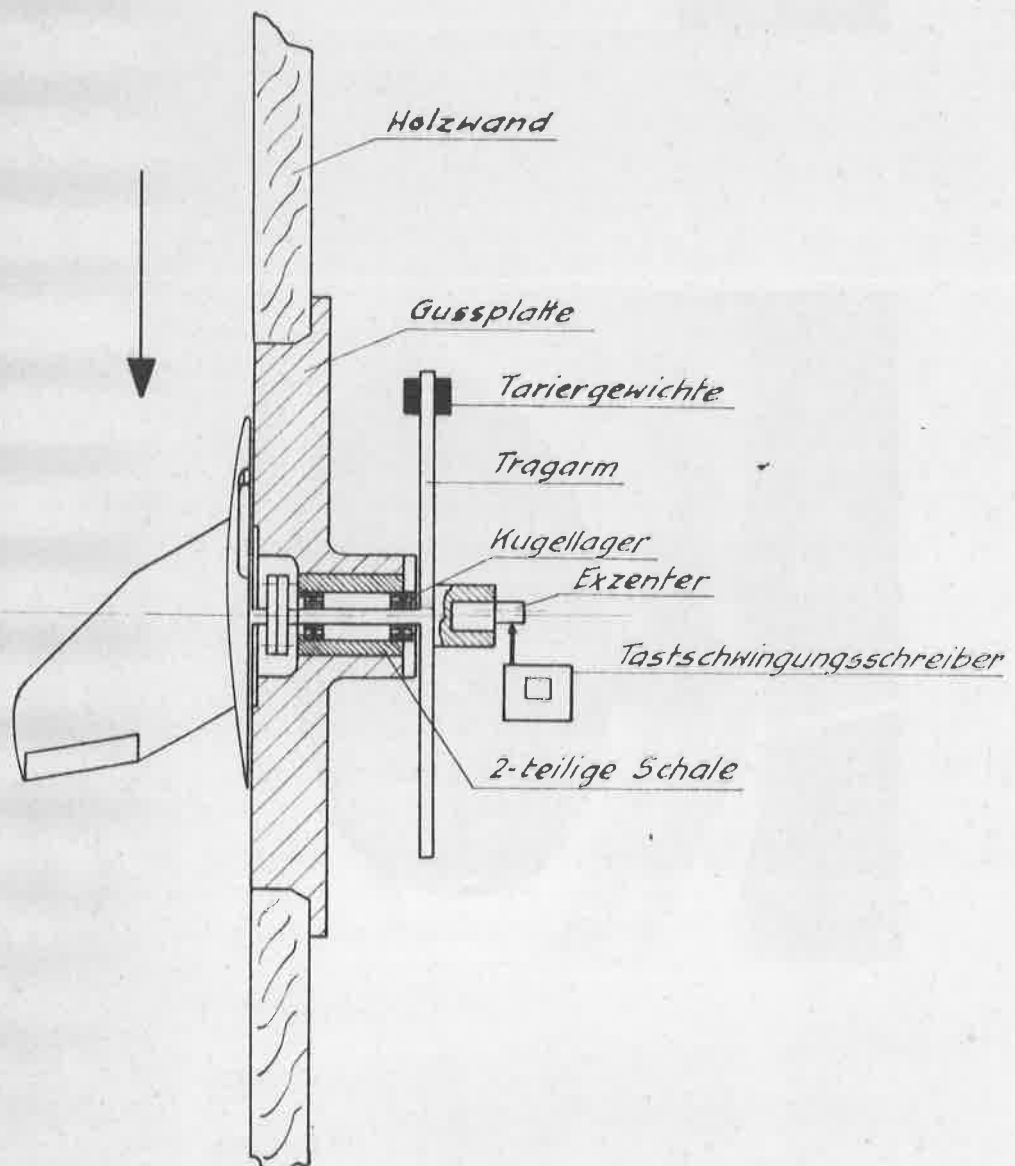
Ha

20. 3.1951.

3.2. Messeinrichtung

Die Messeinrichtung bestand im wesentlichen aus dem Modell; das in einem massiven Gussdeckel drehbar gelagert war, 2 Armen zum Anbringen von Tariergewichten und Zusatzmassen, sowie einem auf der Welle sitzenden Exzenter zum Messen der Durchkippfrequenzen mittelst Tastschwingungsschreiber.

Weitere Details gehen aus der Skizze und den beiden Aufnahmen hervor, die anlässlich der Messungen im kleinen Windkanal gemacht wurden.



Abschnitt:

Ger

bearbeitet:

Lti

geprüft:

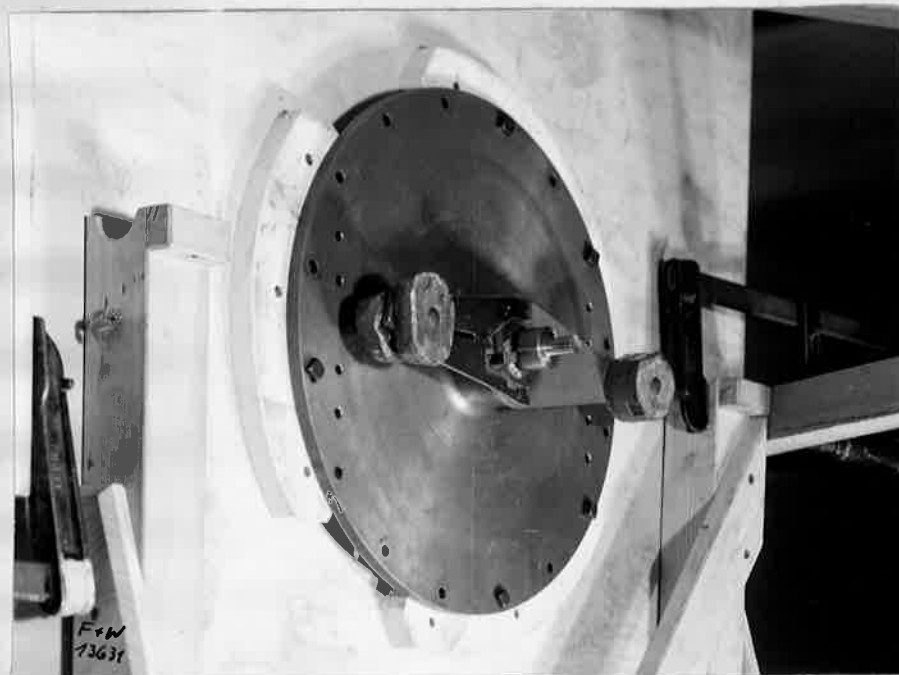
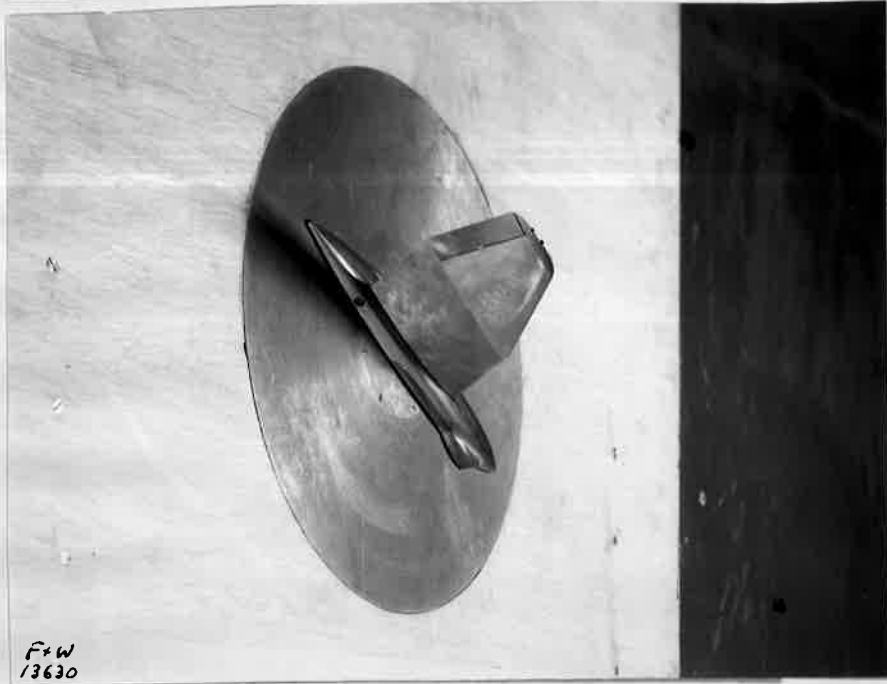
Ha

20. 3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1

Blatt 32



Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft:

Ha

20. 3.1951.

3.3. Versuche

Die Versuche gliederten sich im Wesentlichen in:

a) Rotationsversuche:

Das Modell wird bei Anblasung durch Drehen von Hand am äusseren Arm in starke Rotation versetzt und geschaut ob beim Loslassen eine stationäre freie Rotation entsteht, deren Drehzahl dann gemessen wird. Diese Dreh-Kreisfrequenz wird dann als $\bar{\omega}$ bezeichnet.

b) Durchkippsversuche:

Das Modell wird aus der Totpunktstellung bei Anströmung von hinten losgelassen, wobei es dann auf eine Seite auskippt und eine Drehung von gegen 360° ausführt. Die mit der für die ersten 180° benötigte Zeit gerechnete mittlere Kreisfrequenz wird als Durchkipffrequenz $\bar{\omega}_{\min}$ bezeichnet.

Rotationsfrequenz und Durchkipffrequenz wurden nun in Abhängigkeit der Anblasegeschwindigkeit für verschiedene Höhenruderausschläge und die Kombinationen "Flügel allein" und "Flügel + Rumpf" sowie "Flügel + Rumpf + Zusatzmassen" gemessen.

Anhand der Tastschwingungsschriebe die den Drehverlauf des Modelles zeigten, konnte mittelst des Zeitmasstabes und der Drehwinkelmarken (Nuten am Exzenter jeweils bei 90° ; auf Totpunktlage des Modelles einstellbar) die Durchkipffrequenz bestimmt werden. Die Messung der Rotationsfrequenz geschah mittelst Stroboskop.

Die ersten Vorversuche gelangten im Modellkanal zur Durchführung, wobei sich herausstellte, dass mit starrer Drehachse oberhalb gewisser Höhenruderausschläge \curvearrowright Tumbling auftreten kann, jedoch nur in der Drehrichtung, die dem

Abschrift:

Hf.

bearbeitet:

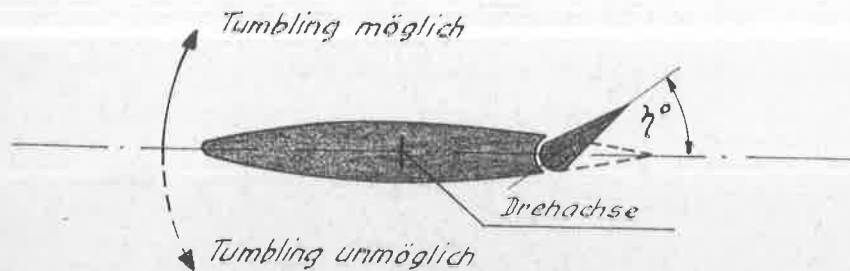
Lü.

geprüft

Ha.

20.3.1951.

Ausschlag des Ruders entspricht.



Um die Einflüsse der Strahlbegrenzung bei diesen Versuchen gering zu halten, sind die eigentlichen Messungen im kleinen Windkanal durchgeführt worden. Hierbei gelangte nachfolgendes Programm zur Durchführung:

Gemessen wurde bei vorgegebener Drehachse in 55,56 %

$$\left. \begin{array}{l} \bar{\omega} \\ \bar{\omega}_{\min} \end{array} \right\} = f(v)$$

für

a) Flügel allein

$$\eta = 0; -5; -10; -15; -20^\circ$$

mit den Massenwerten

$$\frac{i_y}{t} = 0,5 \quad = \text{dimensionsloser Trägheitsradius}$$

$$\mu = 130,7 \cdot 1/\rho = \frac{\text{Modellmasse}}{\text{mitschwgde. Luftmasse}}$$

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft

Ha

20. 3.1951.

b) Flügel + Rumpf

$$\eta = 0; -5; -10; -15; -20^\circ$$

$$\text{mit } \frac{i_y}{t} = 0,56$$

$$\mu = 137,7 \cdot 1/\rho$$

c) Flügel + Rumpf + Zusatzmassen

$$\eta = 0; -10; -20^\circ$$

$$\text{wobei } \frac{i_y}{t} = 0,876$$

$$\mu = 237,0 \cdot 1/\rho$$

Die Bezeichnungen bedeuten:

$$\begin{array}{l} \bar{\omega} = \text{Rotationsfrequenz} \\ \bar{\omega}_{\min} = \text{Durchkipffrequenz} \end{array} \left. \vphantom{\begin{array}{l} \bar{\omega} \\ \bar{\omega}_{\min} \end{array}} \right\} \text{Kreisfrequenz}$$

$$i_y = \text{Trägheitsradien der totalen drehenden Massen}$$

$$t = \text{Bezugsflügeltiefe}$$

$$\bar{t} = \text{mittlere Bezugsflügeltiefe}$$

$$\mu = \text{Massenverhältnis} = \frac{\text{totale drehende Masse}}{\text{mitschwgde. Luftmasse}} = \frac{M_M}{M_L}$$

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lii

geprüft:

Ha

20. 3.1951.

M_M = Totale drehende Masse
= Modell + Welle + Arm + Zusatzmasse etc.

M_L = mitschwingende Luftmasse = $\rho \frac{\pi}{4} \bar{r}^2 b/2$

$(b/2)$ = Halbspannweite

v = Anblasgeschwindigkeit

3.4. Ergebnisse

Die Ergebnisse der durchgeführten Messungen sind in den Diagrammen 2 + 7 aufgetragen. Es zeigt sich, dass ein stationäres Drehen um die vorgegebene Querachse bei diesem Modell möglich ist. Beim "Flügel allein" tritt dies allerdings erst bei Höhenruderziehen grösser als ca. 7° auf. Mit Rumpf verschiebt sich diese Grenze zu etwa 3° während mit "Rumpf + Zusatzmasse" auch beim Ausschlag 0° die Drehung zustande kommt. Ferner ist ersichtlich, dass sowohl die Rotationsfrequenz wie auch die Durchkipffrequenz praktisch linear mit der Anblasgeschwindigkeit verlaufen. Mit wachsendem Höhenruderausschlag nehmen die beiden Frequenzen zu. Die Durchkipffrequenz lässt eine starke Abhängigkeit vom Massenverhältnis μ erkennen, indem der Fall mit Zusatzmassen bedeutend kleinere Frequenzen ergibt.

Diese Modellversuche im Kanal scheinen im Gegensatz zu den Freifallversuchen zu zeigen, dass die Tumblinggefahr beim N-20 vorhanden ist. Der nächste Abschnitt wird uns aber den inneren Zusammenhang dieser beiden Versuche zeigen und die Frage der Tumblinggefahr klären. Nachfolgend wird noch kurz auf einen kleinen Versuch hingewiesen, der sehr aufschlussreich ist.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Lü

geprüft

Ha

20. 3.1951.

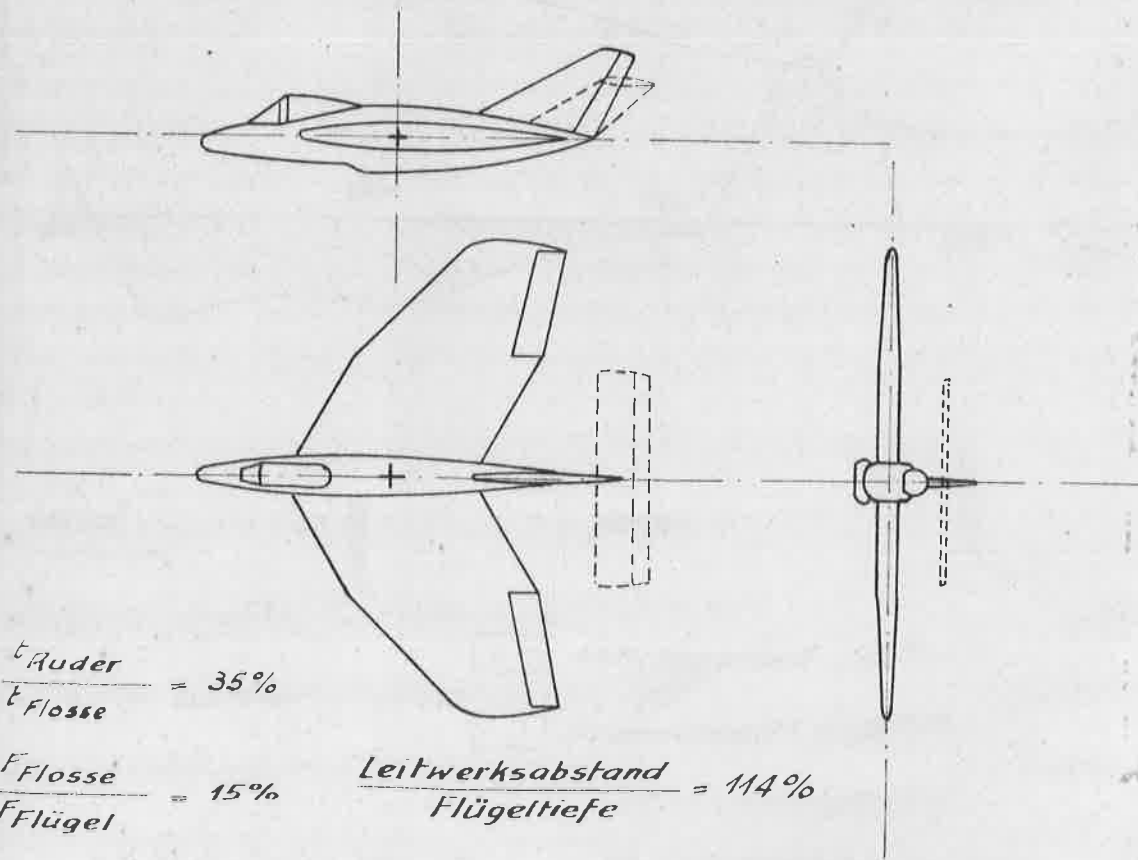
3.5. Modell mit Normal-Höhenleitwerk

Es hat sich die Frage gestellt, ob das im Kanal bei vorgegebener Drehachse beobachtete Tumbling eine spezifische Eigenschaft der schwanzlosen Bauweise ist.

Um diese Frage zu beantworten, ist auf den Rumpf des Halbmodells ein Höhenleitwerk entsprechend der nachfolgenden Massskizze aufgesetzt worden. Der Höhenruderausschlag war fix, entsprechend der Trimmstellung für 16° Anstellwinkel.

Auch bei diesem Modell mit Normalleitwerk konnte ohne weiteres die stationäre Tumblingbewegung herbeigeführt werden.

Tumbling stellt also eine Erscheinung dar, die auch bei Flugzeugen normaler Konzeption erwartet werden könnte.



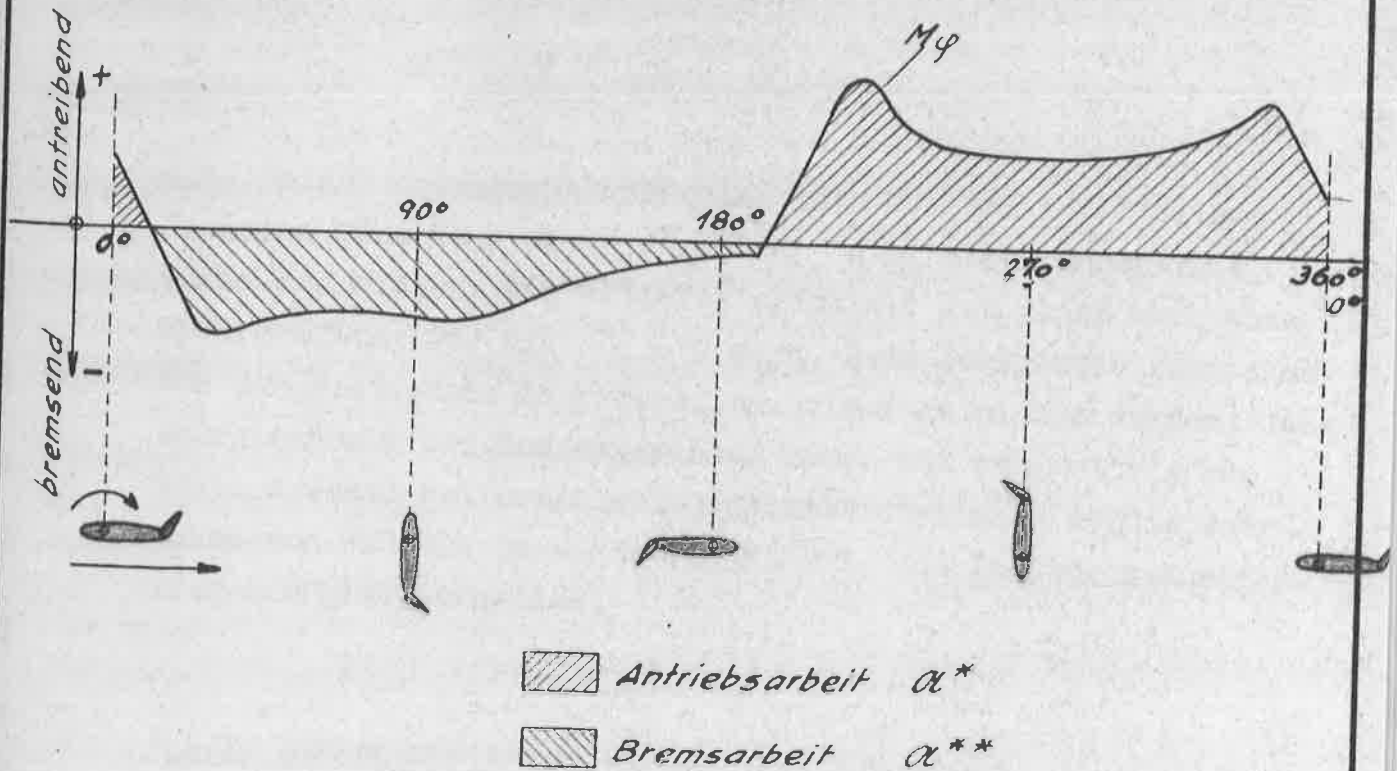
4. THEORETISCHE UNTERSUCHUNG

4.1. Physikalisches Bild des Tumblingvorganges

4.1.1. Statischer Längsmomentenverlauf

Ausgegangen wird vom Bild des um eine vorgegebene Achse drehbar gelagerten Flugzeuges.

Es soll zunächst am zweidimensionalen um den vorderen Neutralpunkt drehbaren Flügel mit ausgeschlagenem Ruder der statische Längsmomentenverlauf in Funktion des Anstellwinkels (Drehwinkel von $0 + 360^\circ$) betrachtet werden. Ganz generell ergibt sich dann unten skizzierter Verlauf: *)



*) Siehe auch Messungen an einem gewölbten Profil:
Göttingen, Lieferung III

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ha

geprüft

—

20. 3. 1951.

Die schraffierten Flächen stellen nun Arbeitsbeträge dar, die sich bei langsamem Durchdrehen ergeben, wobei unterschieden werden kann, zwischen Bereichen in denen der Flügel Arbeit abgibt (Antriebsarbeit) und solchen wo er Energie aufnimmt (Bremsarbeit). Der Differenzbetrag kann als die Drehung anfachende Arbeit betrachtet werden.

Anfachungsarbeit:

$$\alpha_A = \alpha^* - \alpha^{**}$$

Für gezogenes Ruder und schwanzlastigen Drehsinn kann leicht aus der Betrachtung der Strömungsverhältnisse in den verschiedenen Phasen geschlossen werden, dass

$$\alpha^* > \alpha^{**} \text{ also } \alpha_A > 0$$

d.h. Anfachungsenergie vorhanden ist. Für den kopflastigen Drehsinn wäre dann aber $\alpha_A < 0$ d.h. die Bremsenergie würde überwiegen. Des weiteren existiert natürlich auch eine Ruderstellung für die $\alpha_A = 0$ wird. Rein qualitativ kann also aus dem statischen Längsmomentenverlauf gefolgert werden, dass energiemässig bei Ruderausschlag resp. bei unsymmetrischem Zustand (auch bei Profilwölbung) Autorotationen um die Querachse von Flügeln ja sogar von Flügel- und Leitwerks-Kombinationen möglich scheinen.

4.1.2. Längsmomentenverlauf bei Drehbewegung

Man kann sich die durch die Drehung zusätzlich hervorgerufenen Momente (Dämpfungsmomente) am einfachsten dem statischen Längsmomentenverlauf überlagert vorstellen. Ihr Arbeitsbetrag

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ha

geprüft

--

20. 3.1951.

während einer vollen Drehung kann als

Dämpfungsarbeit α_D

bezeichnet werden, da sie der Bewegung immer entgegen wirkt.

Dem "quasi stationären" Moment M_φ wird also das Dämpfungsmoment $M\dot{\varphi}$ überlagert. Während M_φ nur von Winkel φ abhängt, ist $M\dot{\varphi}$ eine Funktion von φ und $\dot{\varphi}$

$$M_\varphi = f(\varphi)$$

$$M\dot{\varphi} = f(\varphi, \dot{\varphi})$$

M_φ kann weitgehend noch durch Hysterisiseffekte geändert werden die überlegungsmässig eher eine Verstärkung der Anfachung ergeben.

Für die stationäre Drehbewegung herrscht nun ein Energiegleichgewicht, indem eine volle Umdrehung betrachtet, die Dämpfungsarbeit gerade die Anfachungsarbeit aufzehrt.

4.1.3. Abschätzung der Drehfrequenz

Für die einzelne Energiebeträge können folgende Ansätze gemacht werden:

$$\alpha^* = \alpha^* F \cdot \bar{t} \cdot q$$

$$\alpha^{**} = \alpha^{**} F \cdot \bar{t} \cdot q$$

$$\alpha_A = \alpha_A F \cdot \bar{t} \cdot q$$

$$\alpha_D = \alpha_D F \cdot \bar{t} \cdot q \cdot \frac{\bar{\omega} \cdot t}{v}$$

①

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ha

geprüft

--

20. 3.1951.

Darin bedeuten:

- F = Flügelfläche
 t = Bezugsflügeltiefe
 \bar{t} = mittlere Flügeltiefe
 b = Spannweite
 $\bar{\omega}$ = Dreh-Kreisfrequenz Mittelwert über ganze Umdrehung
 $\bar{\Omega}$ = Reduzierte Dreh-Kreisfrequenz
 J_y = Trägheitsmoment um y-Achse
 i_y = Trägheitsradius um y-Achse
 α = Arbeitsbeträge pro Drehung
 α = Koeffizienten
 ρ = Luftdichte
 v = Fluggeschwindigkeit
 q = Staudruck

Für die in Bezug auf die mittlere Drehgeschwindigkeit stationäre Rotation gilt nun

$$\alpha_A = \alpha_D$$

Mit den Ansätzen (1) ergibt sich daraus für die reduzierte Dreh-Kreisfrequenz

$$\bar{\Omega} = \frac{\bar{\omega} t}{v} = \frac{\alpha_A}{\alpha_D} \quad (2)$$

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ha

geprüft

--

20. 3.1951.

Da die Koeffizienten α_1 und α_2 in erster Näherung als unabhängig von der Geschwindigkeit betrachtet werden dürfen, resultiert aus der Beziehung (2), dass auch die reduzierte Frequenz über der Geschwindigkeit konstant ist. Dies wurde auch durch die Kanalversuche bestätigt, die zeigten, dass ω linear mit v verläuft; $\frac{\omega}{v}$ also konstant ist.

Für $\bar{\omega}$ gilt also die Beziehung

$$\bar{\omega} = \bar{n} \cdot \frac{v}{l} \quad (3)$$

4.1.4. Durchkippfrequenz

Als Durchkippfrequenz wollen wir die minimal mögliche Drehfrequenz für vollständige Rotation bezeichnen.

Dieser Zustand ist dadurch gekennzeichnet, dass das Flugzeug in einem Punkt der Drehung die Drehgeschwindigkeit Null erreicht, jedoch diesen Totpunkt gerade noch zu durchkippen vermag. Dieser Totpunkt befindet sich im Winkelbereich der Anblasung von hinten und stellt eine labile Lage des Flugzeuges dar. Wird das Flugzeug in dieser Lage gehalten gedacht und dann losgelassen, so kippt es auf eine Seite aus und beginnt zu drehen.

Entsprechend dem statischen Längsmomentenverlauf geht nun der Energiebetrag α^* (Dämpfungsarbeit vernachlässigt) in kinetische Energie der Drehung über; etwa nach 180° Drehung beginnt nun aber die Bremsphase mit dem Arbeitsbetrag α^{**} in dem die kinetische Energie wieder aufgezehrt wird, so dass praktisch nach 360° die Winkelgeschwindigkeit wieder 0 ist. Die diesem Vorgang zuzuordnende mittlere Drehgeschwindigkeit entspricht nun der Durchkippfrequenz. Sie stellt die Minimalfrequenz der

Abschrift:

Hf.

bearbeitet:

Ha.

geprüft

20.3.1951.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1

Blatt 43

Drehbewegung dar.

Eine Abschätzung dieser Kippfrequenz wird erhalten, wenn die dem Flugzeug während der ersten Phase dieser Drehung erteilte kinetische Energie berechnet wird. Es kann hierfür geschrieben werden:

$$J_y \frac{\omega^2}{2} \sim \alpha^* = \alpha^* \cdot F \cdot \bar{E} \cdot q \quad (4)$$

Für die mittlere Drehfrequenz (Durchkipffrequenz) darf als gute Näherung

$$\bar{\omega}_{min.} \sim \frac{\omega}{2} \quad (5)$$

gesetzt werden.

Damit wird nun

$$\bar{\omega}_{min.}^2 \sim \frac{\alpha^*}{2} \frac{F \cdot \bar{E}}{J_y} \cdot \rho/2 v^2$$

$$\bar{\omega}_{min} \sim v \sqrt{\frac{\alpha^*}{2} \frac{F \cdot \bar{E}}{J_y} \cdot \rho/2}$$

Durch Einführen von

$$J_y = M \cdot l_y^2$$

M = Flugzeugmasse

$$\rho \cdot F \cdot \bar{E} = M_L \cdot \frac{4}{\pi}$$

M_L = Luftmasse

$$\mu = \frac{M}{M_L}$$

= Massenverhältnis

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ha

geprüft:

--

20. 3.1951.

ergeben sich schlussendlich folgende Beziehungen

$$\underline{\bar{\omega}_{min}} \sim \frac{v}{l(l_y/l)} \sqrt{\frac{\alpha^*}{\pi \mu}} \quad \textcircled{6} \quad \text{Durchkipffrequenz}$$

$$\underline{\bar{\Omega}_{min}} \sim \frac{1}{(l_y/l)} \sqrt{\frac{\alpha^*}{\pi \mu}} \quad \textcircled{7} \quad \text{Reduzierte Durchkipffrequenz}$$

Es resultiert also die Abhängigkeit, dass die "Durchkipffrequenz" linear mit der Geschwindigkeit geht, resp. die "reduzierte Durchkipffrequenz" konstant ist. Dieses theoretische Ergebnis deckt sich ebenfalls mit den Kanalversuchen. Ferner zeigt sich, dass grosses Massenverhältnis d.h. schwere Flugzeuge und grosse Trägheitsradien oder auch grosse Flughöhen zu geringen Durchkipffrequenzen führen. Für ein gegebenes Flugzeug nimmt also diese Frequenz mit der Flughöhe ab.

4.1.5. Tumblingkriterium

Mit den bisherigen Ergebnissen ist es nun möglich, ein Kriterium aufzustellen, das aussagt, ob für einen gegebenen Fall Tumbling auftreten kann oder nicht.

Es lautet:

$\frac{\bar{\Omega}_{min}}{\bar{\Omega}}$	oder	$\frac{\bar{\omega}_{min}}{\bar{\omega}}$	> 1	<i>Tumbling unmöglich</i>
$\frac{\bar{\Omega}_{min}}{\bar{\Omega}}$	oder	$\frac{\bar{\omega}_{min}}{\bar{\omega}}$	< 1	<i>Tumbling möglich</i>

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ha

geprüft:

--

20. 3. 1951.

d.h. für Tumbling muss der Wert der Drehfrequenz über der Durchkippfrequenz liegen, ansonst eine stationäre Drehbewegung ja gar nicht unterhalten werden kann.

Mit den Ausdrücken für $\bar{\omega}$ und $\bar{\omega}_{min}$ eingesetzt lautet das Kriterium

$$\frac{\bar{\Omega}_{min}}{\bar{\Omega}} = \frac{\bar{\omega}_{min}}{\bar{\omega}} = \left[\frac{\sqrt{\frac{\alpha^*}{\pi \mu}}}{(l_y/l)} \cdot \frac{\alpha_D}{\alpha_A} \right] \begin{array}{l} > 1 \text{ Tumbling unmöglich} \\ < 1 \text{ Tumbling möglich} \end{array} \quad (8)$$

4.1.6. Tumblinggrenze

Diese Grenze ist definiert durch

$$\frac{\bar{\Omega}_{min}}{\bar{\Omega}} = \frac{\bar{\omega}_{min}}{\bar{\omega}} = 1 \quad (9)$$

sie begrenzt die Gebiete wo Tumbling möglich scheint. Im Tumblingkriterium (Beziehung (8)) ist der Einfluss der Flughöhen durch die Massenverhältniszahl μ gegeben. Grosse Flughöhen ergeben grosses μ , was, wie man aus der Betrachtung des Kriteriums erkennt, in Richtung Tumbling führt. Die Grenzhöhe für Tumblingmöglichkeit, resp. das zugehörige Massenverhältnis ist nun durch die Beziehung

$$\mu_{Gr} = \frac{\alpha^*}{\pi (l_y/l)^2} \left(\frac{\alpha_D}{\alpha_A} \right)^2 \quad (10)$$

gegeben.

Abschrift:

Hf.

bearbeitet:

Ha.

geprüft

20.3.1951.

Darin kommen noch die aerodynamischen Koeffizienten α^* , α_D & α_A vor. Sie können in guter Näherung und entsprechend den Ansätzen Gleichung (1) als von der Geschwindigkeit unabhängig, jedoch als stark abhängig vom Höhenruderausschlag betrachtet werden. Daraus resultiert, dass das Grenzmassenverhältnis resp. die Grenzflughöhe nicht eine Funktion der Geschwindigkeit sondern in erster Linie des Höhenruderausschlages ist.

$$\underline{H_{Gr} = f(\delta)}$$

Die dimensionslosen Koeffizienten α^* , α_D und α_A sind theoretisch schwierig zu bestimmen, sie lassen sich jedoch sehr einfach aus dem Kanalversuch mit einem Modell, das dynamisch nicht ähnlich zu sein braucht, ermitteln.

Bestimmung von $\left(\frac{\alpha_D}{\alpha_A}\right)$

Hierzu benützt man den Drehversuch wie er unter 3.3.a) beschrieben wurde.

Die gemessene Drehfrequenz $\bar{\omega}$ ergibt dann, nach der Beziehung (2) das Koeffizientenverhältnis $\frac{\alpha_D}{\alpha_A}$

$$\underline{\frac{\alpha_D}{\alpha_A} = \frac{v}{\bar{\omega} \cdot t_{Modell}} = \frac{1}{-\Omega}} \quad (11)$$

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ha

geprüft

--

20. 3.1951.

Bestimmung von α^*

α^* kann aus dem Durchkippsversuch ermittelt werden indem die gemessene Durchkipffrequenz in die Beziehung (6) eingesetzt wird.

$$\alpha^* = \frac{(\bar{\omega}_{\text{gemessen}})^2 \cdot t_{\text{Modell}}^2 \cdot (L_y/t)_{\text{Modell}}^2 \cdot \pi \cdot \mu_{\text{Modell}}}{\sqrt{2}} \quad (12)$$

4.2. Berechnung der Tumblinggrenze für N-20

Auf Grund der in den vorangegangenen Abschnitten behandelten Grundlagen wurden nun die Kanalmessungen mit dem Halbmodell herangezogen um für den N-20 die Tumblinggrenzen zu berechnen und zwar für die beiden Fällen.

- a) Flügel allein
- b) Flügel + Rumpf (entspricht N-20)

Wenn die angegebene Theorie zutreffend ist, dann sollte für den Fall b) annähernd die gleiche Grenze sich ergeben, ob die Modellmessung mit oder ohne Zusatzmassen zu Grunde gelegt werden, trotzdem bei diesen Versuchen die Massenträgheitsmomente um den Faktor vier verschieden waren.

Die für die Berechnung massgebenden Werte der Modelle und der Grossausführung sind in nachfolgender Tabelle zusammengestellt.

Abschrift:

Ger

bearbeitet:

Ha

geprüft

20. 3.1951.

	Masstab	S.P. Drehachse	μ Versuch	t	i_y/t	
N-20	1:1	55,56%	28 H=0m	5 m	0,375	
Modellversuch	Flügel allein	1:33	"	1095	0,15 m	0,5
	Flügel + Rumpf	1:33	"	1144	"	0,56
	Flügel + Rumpf + Zusatzmasse	1:33	"	1970	"	0,876

Diagramm 8 enthält die Abhängigkeit $\mu = f(H)$ für den N-20.

Die aus den Versuchswerten gerechneten Koeffizientenwerte α^* und $\bar{\alpha} = \alpha_A / \alpha_D$ sind für die verschiedenen Fälle in Abhängigkeit des Höhenruderausschlages γ in den Diagrammen 9 resp. 10 aufgetragen.

Diese Koeffizienten nehmen mit wachsendem Höhenruderausschlag zu; ferner zeigt sich, dass der Rumpf infolge seines instabilisierenden Momentes (Drehung antreibende Wirkung) sowohl eine Vergrösserung von $\bar{\alpha}$ als auch α^* mit sich bringt. Der Einfluss der Zusatzmasse, die das Trägheitsmoment um die Drehachse 4 Mal vergrössert hat, zeitigt im Wesentlichen eine Reduktion sowohl von $\bar{\alpha}$ als auch α^* im Betrag von ca. 20 %.

Dies ist relativ geringfügig, besonders wenn noch beachtet wird, dass die Zusatzmasse bei der Rotation infolge ihres Luftwiderstandes noch eine bremsende Wirkung auf die Drehung ausübt, was im Sinne einer Verminderung der beiden Koeffizienten wirkt. Es zeigt sich also eine weitgehende Uebereinstimmung von Versuch und Theorie.

Grössere Abweichungen treten nun allerdings für die Grösse des Höhenruderausschlages auf, bei dem die "stationäre" Drehbewegung erstmals auftritt. Während der Flügel allein erst bei $\gamma \sim -6^\circ$ zu drehen anfängt, rotiert die Kombination Flügel +

Abschrift:

Hf.

bearbeitet:

Ha.

geprüft

20.3.51.

Freiflug- und Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FP 3176/1

Blatt 49

Rumpf bereits bei etwa $\gamma \sim 2^\circ$. Mit Zusatzmasse tritt Drehung sogar mit $\dot{\gamma} = 0^\circ$ auf.

Eine Erklärung hierfür könnte in der wesentlich grösseren Ungleichförmigkeit der Drehung bei kleinem μ gesucht werden. Die grössere Schwankungsgeschwindigkeit ergibt grössere zusätzliche Dämpfungsbeträge die dann im Gebiet kleiner Anfachungsarbeit ($\dot{\gamma}$ klein) grössere Verschiebungen ergeben oder sogar das Tumbling verunmöglichen. Es ist deshalb eher zu erwarten, dass bei der Grossausführung, die wesentlich kleineren μ -Wert besitzt als bei den Kanalversuchen verwendet wurden, der Tumblingbeginn zu bedeutend grösserem Höhenruderausschlag verschoben wird. Auf jeden Fall gewinnt man den Eindruck, dass die auf den durchgeführten Kanalversuchen basierenden Resultate die Tumblingmöglichkeit eher überschätzen.

Das Gleiche gilt für das Schlussergebnis und zwar die Tumbling-Grenzhöhen, die in Abhängigkeit vom Höhenruderausschlag in Diagramm 11 aufgezeichnet sind. Dieses Diagramm basiert wie schon erwähnt auf den Kanalversuchen und der aufgestellten Theorie und zeigt in welcher Höhe für einen gegebenen Höhenruderausschlag Tumbling grundsätzlich möglich sein kann.

Man sieht, dass unterhalb 8,5 km Flughöhe Tumbling beim N-20 gar nicht möglich ist und dass mit kleineren Höhenruderausschlägen die Grenze sich stark in die Höhe schiebt. Ob und auf welche Art in diesen grossen Flughöhen oberhalb der Grenze Tumbling praktisch eingeleitet werden kann, stellt eine Frage für sich dar. Sie dürfte aber nicht von Bedeutung sein, da insbesondere ja Gegenhöhensteuer Tumbling verunmöglicht.

Das Ergebnis dieser Untersuchung gibt nun aber auch die Erklärung, warum im Gegensatz zum Kanalversuch bei den Freiflugversuchen trotz extremer Ausgangslagen keine Tumblingbewegung herbeigeführt werden konnte. Die Modellähnlichkeit war auf eine Flughöhe von 1000 resp. 3500 m hergestellt worden und hier ist ja gemäss Diagramm 11 Tumbling für N-20 unmöglich. Dies darf gewissermassen auch als Bestätigung der Theorie aufgeführt werden.

Abschrift:

Hf.

bearbeitet:

Ha.

geprüft

20.3.1951.

5. ZUSAMMENFASSUNG UND SCHLUSSFOLGERUNG

Die zur Abklärung der Tumblingfrage des N-20 durchgeführten Untersuchungen umfassten:

Freiflugversuche
Kanalversuche bei Drehung um vorgegebene Achse
Theoretische Erfassung des Tumblingvorganges.

Die wesentlichen Ergebnisse können wie folgt zusammengefasst werden:

Tumbling kann als stationäre Rotation um die Flugzeugquerachse definiert werden. Der Antriebsmechanismus ist durch den statischen Längsmomentenverlauf über dem Anstellwinkel gegeben. Weist über eine volle Drehung integriert die Arbeit des Längsmomentes einen Ueberschussbetrag im anfachenden Sinne auf, so kann diese eine Drehgeschwindigkeit aufrecht erhalten, die so gross ist, dass die durch die Rotation hervorgerufene Dämpfungsarbeit der Anfacharbeit das Gleichgewicht hält. Das Mass der Anfacharbeit ist nun weitgehend durch die aerodynamische Gestaltung des Flugzeuges sowie speziell durch den Höhenruderausschlag gegeben.

Diese Drehfrequenz wird als Tumblingfrequenz bezeichnet. Damit Tumbling möglich ist, muss nun aber des weitern die Bedingung erfüllt sein, dass die Tumblingfrequenz grösser als die Durchkipffrequenz ist (Tumblingkriterium).

Die dimensionslose reduzierte Tumblingfrequenz $\bar{\omega} = \frac{\bar{\omega} \cdot t}{v}$ ist für ein gegebenes Flugzeug praktisch unabhängig von Flughöhe und Fluggeschwindigkeit, sondern hängt in erster Linie vom Höhenruderausschlag ab.

Die dimensionslose reduzierte Durchkipffrequenz $\bar{\omega}_{min} = \frac{\bar{\omega}_{min} \cdot t}{v}$ ist ebenfalls unabhängig von der Fluggeschwindigkeit, ändert

Abschrift:

Hf.

bearbeitet:

Ha.

geprüft

20.3.1951.

Freiflug- & Windkanal-Tumblingversuche
mit Modellen N-20

FF 3176/1
Blatt 51

ebenfalls mit dem Höhenruderausschlag, variiert jedoch stark mit dem Massenverhältnis des Flugzeuges, d.h. mit der Flughöhe.

Als wesentliche Erkenntnis muss festgehalten werden, dass Tumbling nicht nur bei Nurflügel-Flugzeugen, sondern auch bei den normalen Flugzeug-Konzeptionen denkbar ist.

Für den N-20 resultiert aus den Versuchen, dass grundsätzlich nur in Höhen über 8500 m Tumblingmöglichkeit vorhanden ist.

Die Freifallversuche bestätigen obiges Ergebnis, indem trotz extremen Ausgangslagen, die Modelle deren dynamische Ähnlichkeit auf 1000 resp. 3500 m Höhe ausgelegt war, in keinem Falle ins Tumbling gebracht werden konnten.

Bei den Kanalversuchen hat sich die Rotation eingestellt, weil das Massenverhältnis 30-fach über der Modellähnlichkeit lag.

Eine Tumblinggefahr oberhalb 8,5 km Höhe darf beim N-20 verneint werden, da einerseits das Entstehen der hierfür erforderlichen Ausgangslage nur schwer vorstellbar ist und andererseits durch Höhengegensteuerausschlag das Entstehen der Tumblingbewegung verhindert werden kann.

Das bei den Freifallversuchen festgestellte rasche Uebergehen der Modelle in einen einwandfrei steuerbaren Flugzustand darf im uebrigen als Hinweis für befriedigende Flugeigenschaften und gute Stabilitätsverhältnisse des N-20 gewertet werden.

Abschrift:

Hf.

bearbeitet:

Ha.

geprüft

20.3.1951

6. BEILAGEN

- No. 1 : Sender- und Empfänger-Schema SK 10002
- 2 : $\bar{\omega}_{min} = f(\gamma, \nu)$ Flügel allein
- 3 : $\bar{\omega} = f(\gamma, \nu)$ Flügel allein
- 4 : $\bar{\omega}_{min} = f(\gamma, \nu)$ Flügel + Rumpf
- 5 : $\bar{\omega} = f(\gamma, \nu)$ Flügel + Rumpf
- 6 : $\bar{\omega}_{min} = f(\gamma, \nu)$ Flügel + Rumpf + Zusatzmasse
- 7 : $\bar{\omega} = f(\gamma, \nu)$ Flügel + Rumpf + Zusatzmasse
- 8 : $\mu = f(H)$ für N-20
- 9 : $\bar{\Omega} = f(\gamma)$
- 10 : $\alpha^* = f(\gamma)$
- 11 : Tumblinggrenze N-20

Abschrift:

Hf.

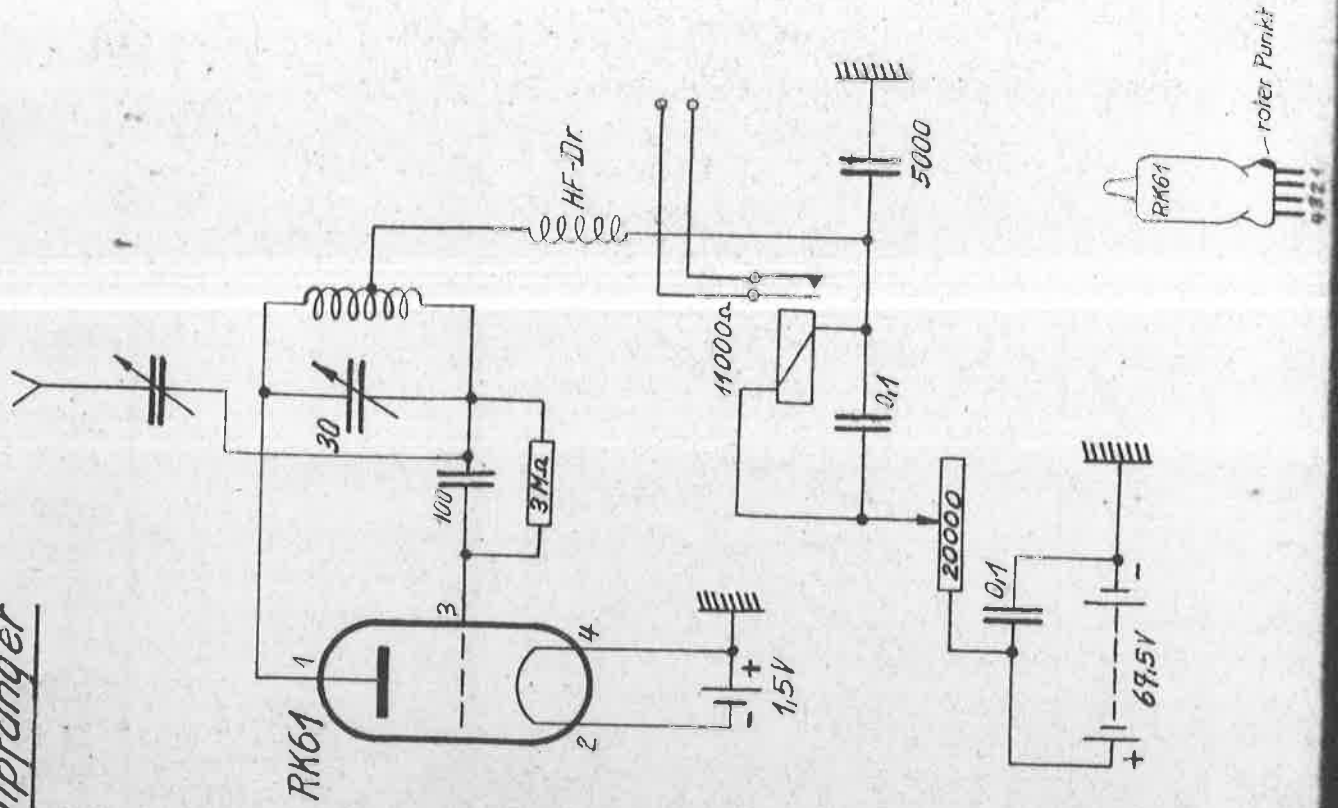
bearbeitet:

Ha.

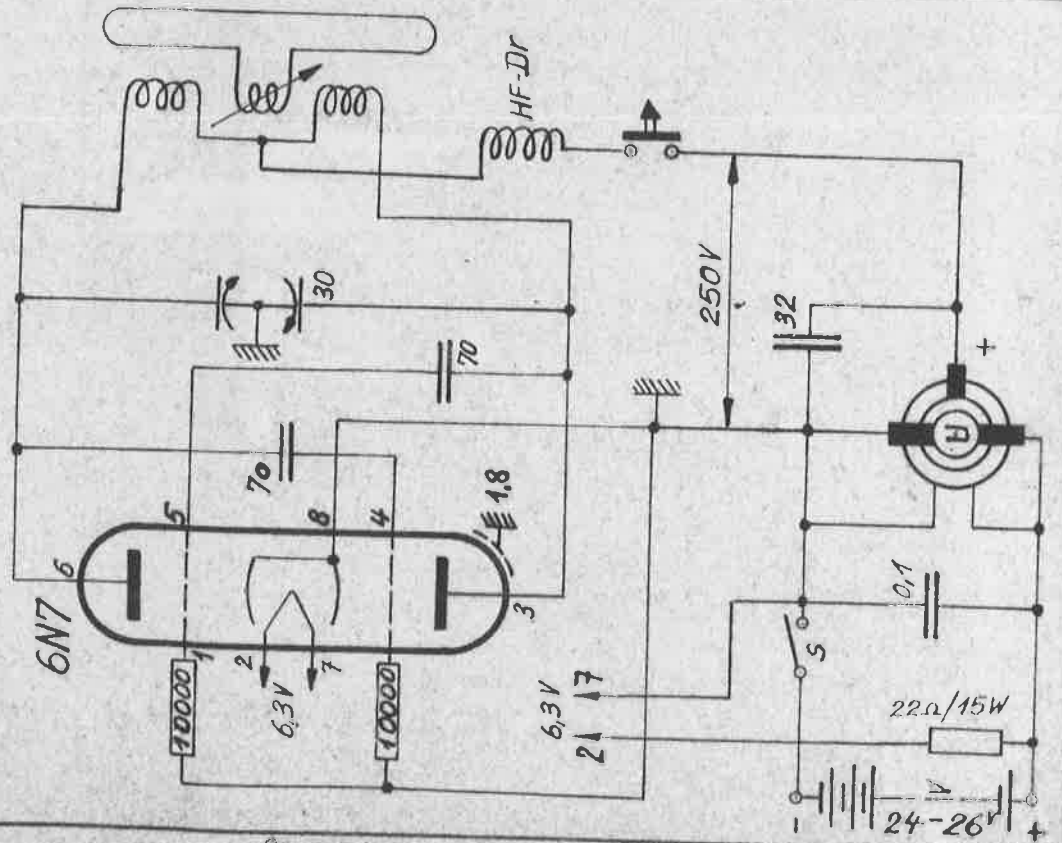
geprüft

20.3.1951.

Empfänger



Sender



Type:

Gruppe:

Maßstab:

Gez.

Ga.

18.7.50

Sender-Empfänger Schemas zu
Tumbling-Modellen

Gepr.

Tob 13.11.50

Gesehen

Normgepr.

Änderung

I	II	III	IV	V
---	----	-----	----	---

Büro
Elektrik

SK-10002

Tumbling - Versuche mit kl. Halbmodell N-20

$$\bar{\omega}_{\min} = f(v, \eta)$$

$$\mu_{\text{Modell}} = 1085$$

η	$\frac{d\bar{\omega}_{\min}}{dv}$
0	0,198
-5°	0,225
-10°	0,242
-15°	0,252
-20°	0,266

Flügel allein

—○—	$\eta = 0^\circ$
---△---	$\eta = -5^\circ$
---x---	$\eta = -10^\circ$
---•---	$\eta = -15^\circ$
---□---	$\eta = -20^\circ$

$\bar{\omega}_{\min}$ sec⁻¹

30

20

10

0

v m/sec

60

50

40

30

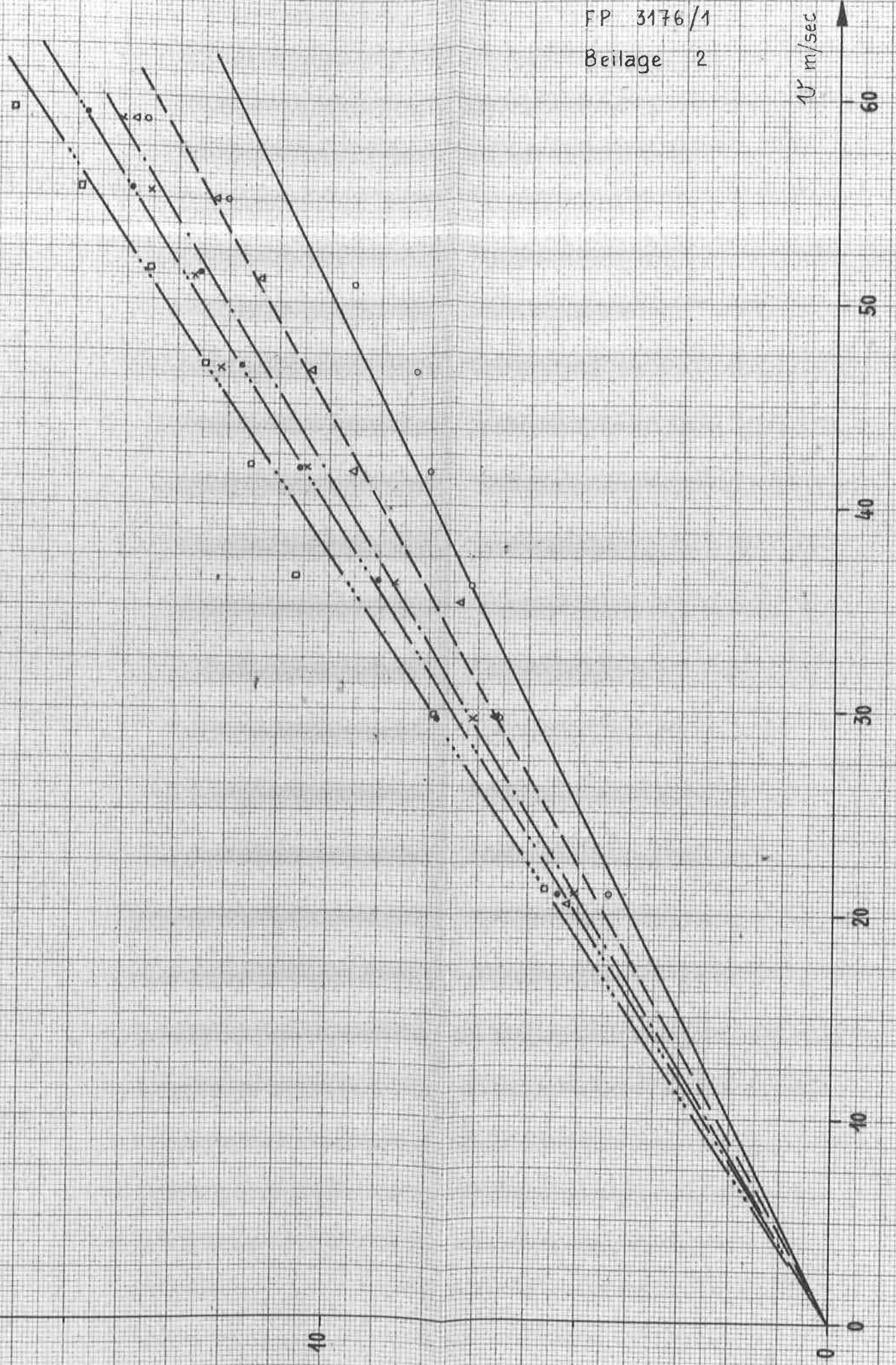
20

10

0

FP 3176/1

Beilage 2



Tumbling-Versuche mit kl. Halbmodell N-20

$$\bar{\omega} = f(v, \alpha)$$

Flügel allein

$\mu_{\text{Modell}} = 1085$

- x — $\alpha = -10^\circ$
- - - • - - - $\alpha = -15^\circ$
- - - □ - - - $\alpha = -20^\circ$

α	$\frac{d\bar{\omega}}{dv}$
0°	0
-5°	0
-10°	1,099
-15°	1,22
-20°	1,333

$\bar{\omega}$ sec^{-1}

60

50

40

30

20

10

0

10

20

30

40

50

60

v m/sec

FP 3176/1
Beilage 3

Tumbling-Versuche mit kl. Halbmodell N-20

$$\bar{\omega}_{\min} = f(\alpha, \alpha)$$

$$\mu_{\text{Modell}} = 1144$$

Flügel + Rumpf

α	$\frac{d\bar{\omega}_{\min}}{d\alpha}$	Symbol
0	0,221	—○—
-5	0,225	---△---
-10	0,230	-·-·-·-
-15	0,237	—●—
-20	0,244	---□---

$\bar{\omega}_{\min} \text{ sec}^{-1}$

20

15

10

5

0

FP 3176/1
Beilage 4

V m/sec

50

40

30

20

10

Tumbling - Versuche mit kl. Halbmodell N-20

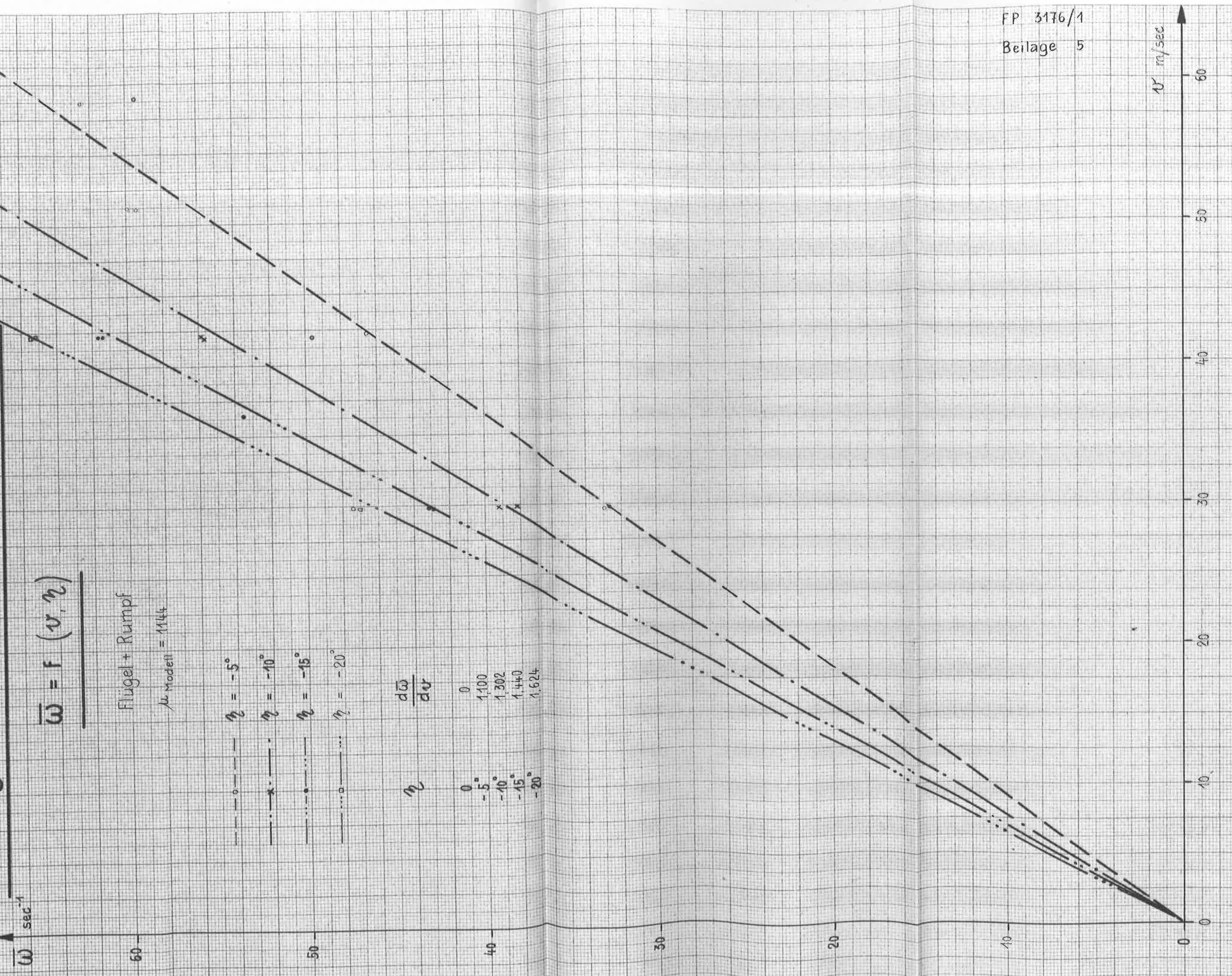
$$\bar{\omega} = f(v, \eta)$$

Flügel + Rumpf

$\mu_{\text{Modell}} = 1144$

- $\eta = -5^\circ$
- x--- $\eta = -10^\circ$
- $\eta = -15^\circ$
- $\eta = -20^\circ$

η	$\frac{d\bar{\omega}}{dv}$
0	0
-5°	1.100
-10°	1.302
-15°	1.440
-20°	1.624



Tumbling-Versuche mit kl. Halbmodell N-20

$$\bar{\omega}_{\min} = f(v, \alpha)$$

$M_{\text{Modell}} = 1970$

Flügel + Rumpf + Zusatzmassen

α	$\frac{d\bar{\omega}_{\min}}{dv}$	Symbol	α
0°	0,0376	—○—	0°
-10°	0,1058	—x—	-10°
-20°	0,1110	—□—	-20°

$\bar{\omega}_{\min} \text{ sec}^{-1}$

15

10

5

0

FP 3176/1
Beilage 6

$v \text{ m/sec}$

50

40

30

20

10

Tumbling-Versuche mit kl. Halbmodell N-20

$$\bar{\omega} = f(\alpha, v)$$

Flügel + Rumpf + Zusatzmassen

$\mu_{\text{Modell}} = 1970$

α	$\frac{d\bar{\omega}}{dv}$
0°	0,596
-10°	1,126
-20°	1,343

$\bar{\omega}$ sec⁻¹

60

50

40

30

20

10

0

10

20

30

40

50

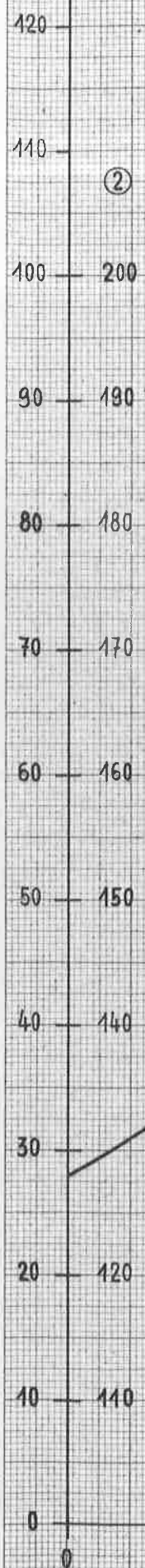
v m/sec

① $\mu = \frac{M_{Fl.}}{M_L}$

N-20

$\mu = f(H)$

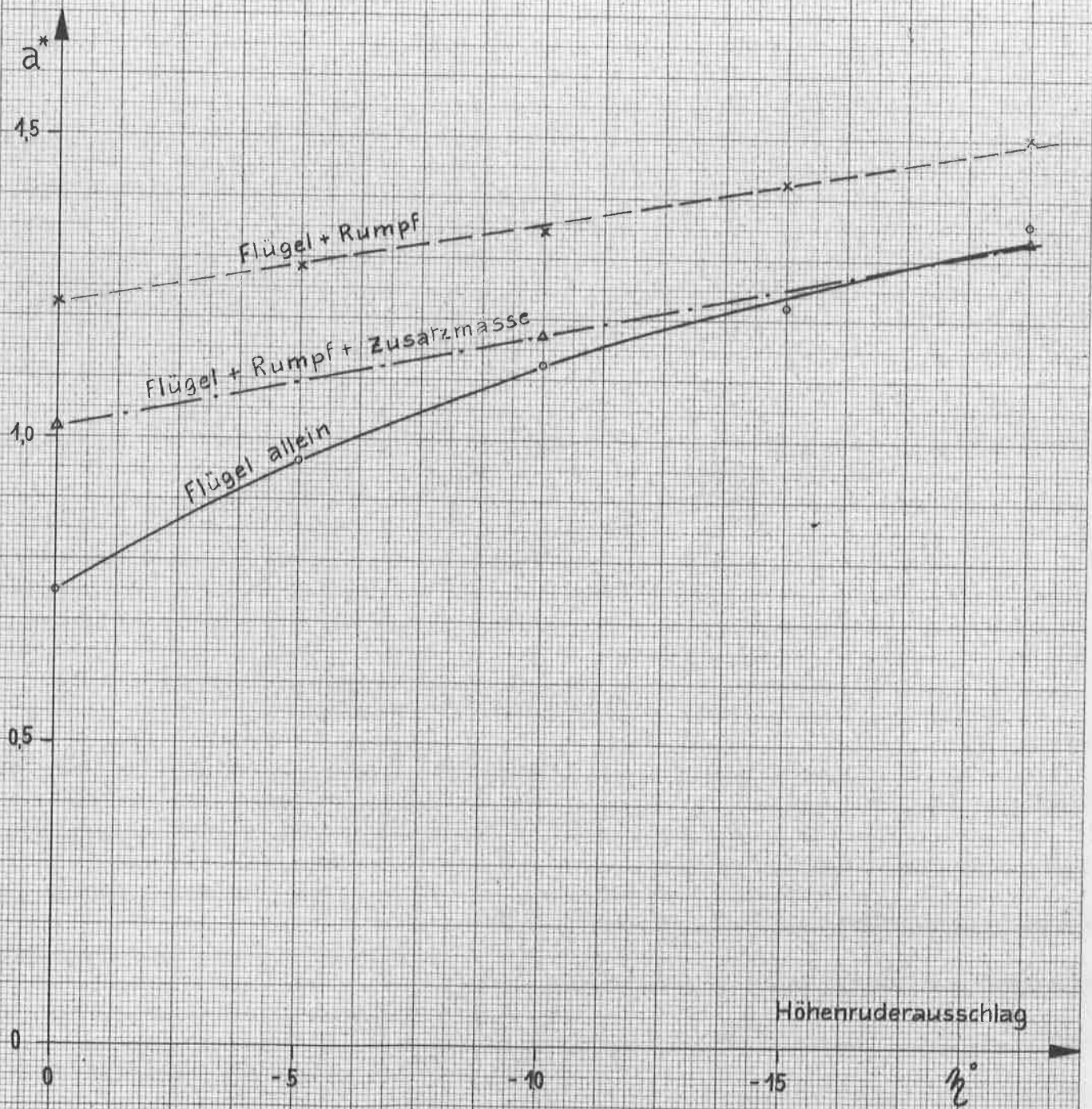
$G_{Fl.} = 8700 \text{ kg}$



N-20

Tumblingversuche mit kl. Halbmodell

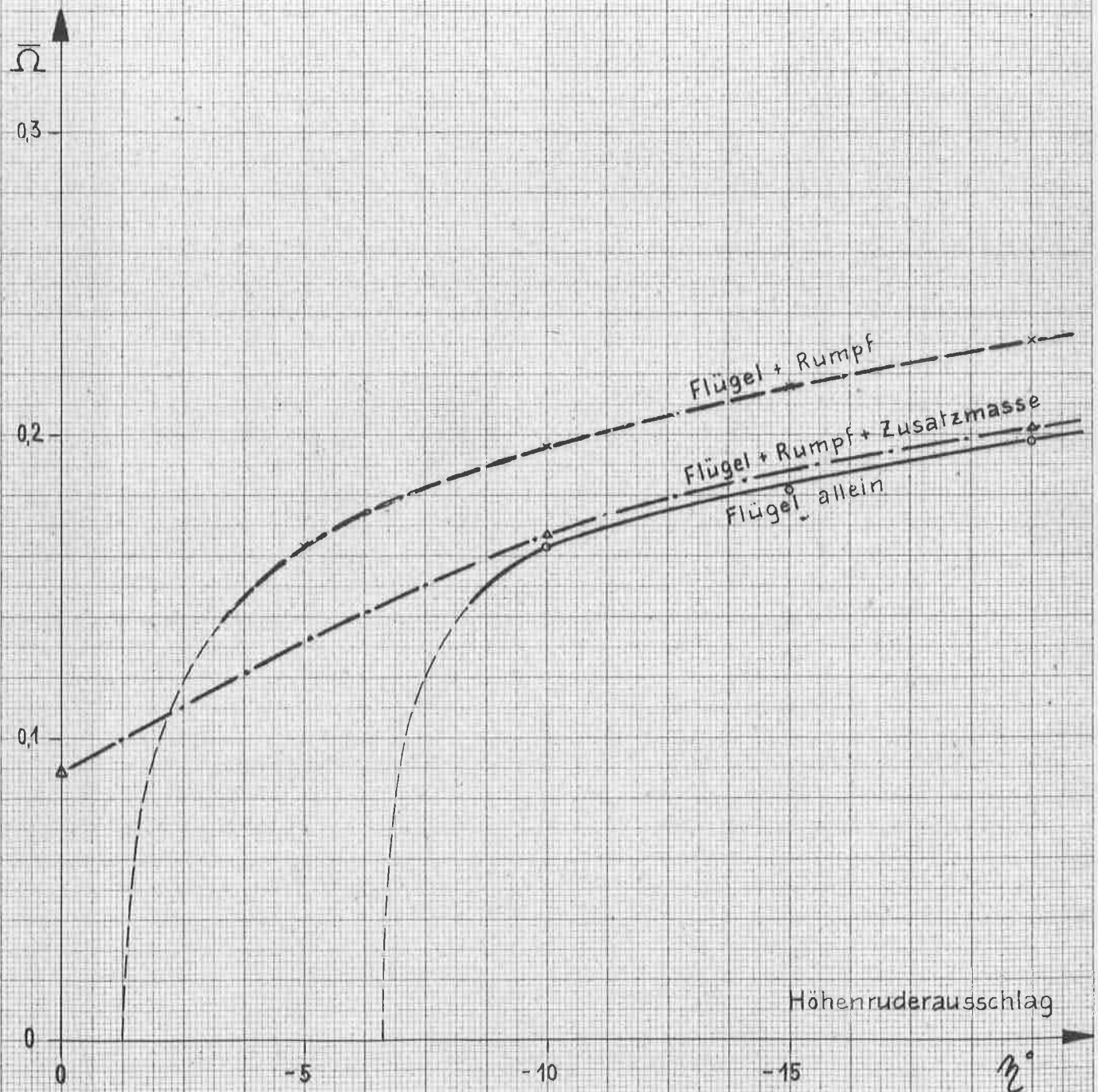
$$\underline{a^* = f(\eta^{\circ})}$$

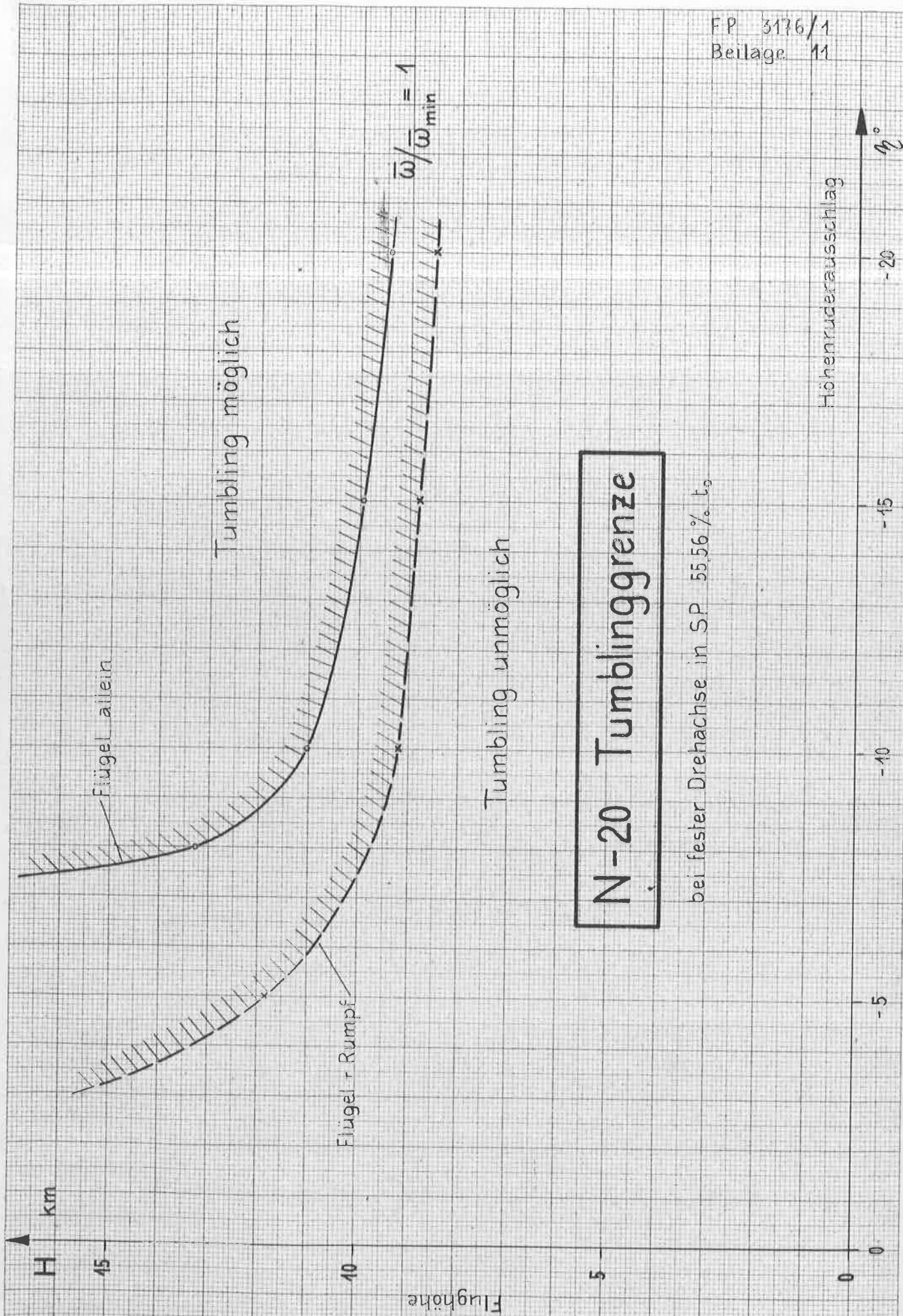


N-20

Tumblingversuche mit kl. Halbmodell

$$\bar{\Omega} = f(\eta^\circ)$$





N-20 Tumblinggrenze

bei fester Drehachse in SP 55,56 % t_0

Höhenruderausschlag