

# Die Ergebnisse von Flutter-Flugversuchen an Segelflugzeugen

Von Dipl. Ing. JULIAN BOJANOWSKI, Institut Lotnictwa, Warszawa

Vortrag am 8. OSTIV-Kongreß, Köln (Deutschland), Juni 1960

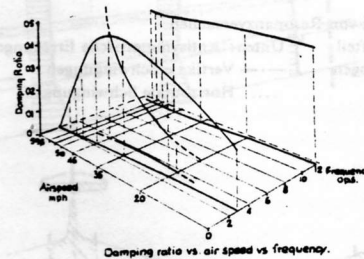
## 1. Einleitung

Die Entwicklungsrichtungen der Segelflugkonstruktion zeigen in den letzten Jahren wieder eine deutliche Tendenz zur Vergrößerung der Flügelstreckung und Verminderung der Flügelfläche sowie des Eigengewichtes der Konstruktion. Diese Konstruktionsrichtungen machen sich besonders in der Standardklasse der Segelflugzeuge bemerkbar. Die Beschränkung der Spannweite von Standard-Segelflugzeugen zwingt die Konstrukteure, die besseren Leistungen nicht nur mit Laminarprofilen und ausgezeichneter aerodynamischer Gestaltung, sondern auch durch Vergrößerung der Flügelstreckung zu erreichen. Die letztere ist bei begrenzter Spannweite nur durch Beschränkung der Flügelfläche möglich. Andererseits ist die Verminderung des Eigengewichtes durch Anwendung von Kunststoffen möglich, um die Flächenbelastung niedrig zu halten. Diese Konstruktionsannahmen führen im allgemeinen zur Verkleinerung der Flügeltiefe und Profildicke, was einen schädlichen Einfluß auf die Steifigkeit des Flügels mit sich bringt.

Bei modernen Segelflugzeugen beobachtet man auch die Tendenz zur Vergrößerung der zulässigen Fluggeschwindigkeiten, um die Wettbewerbs- und Rekordsegelflugzeuge bei Geschwindigkeitsflügen in starken Thermikverhältnissen besser auszunützen.

Die oben dargestellten Entwicklungsrichtungen der modernen Segelflugzeuge beweisen, daß in Zukunft den aeroelastischen Problemen des Segelflugzeuges eine größere Aufmerksamkeit gewidmet werden sollte.

Berichte sind wahrscheinlich seltener als die Flutterunfälle selbst, weil nach dem Unfall nicht leicht festzustellen ist, ob man es mit einfachem Flügelbruch oder mit der Fluttererscheinung zu tun hatte.



Damping ratio vs. air speed vs. frequency.

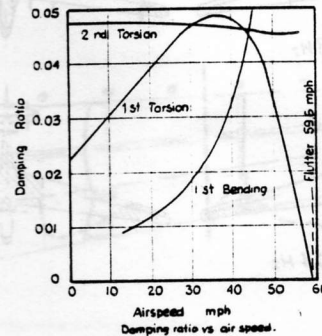


Abb. 3 Damping vs. Airspeed and Frequency

Bei der Bearbeitung neuer Segelflugzeugbauvorschriften wurde in Polen im Jahre 1956 ein systematischer Forschungsplan erstellt, um die aeroelastischen Eigenschaften der Segelflugzeugkonstruktionen zu untersuchen und bessere Kriterien der Aeroelastizität für die Bauvorschriften zu finden. Die Realisierung dieses Forschungsplanes wurde zwischen der Polytechnischen Hochschule, Fakultät für Flugmechanik, dem Institut für Luftfahrt in Warschau und der Segelflugzeug-Versuchswerkstätte in Bielsko aufgeteilt.

Die Ergebnisse umfangreicher Steifigkeitsuntersuchungen und Resonanzversuche der Polytechnischen Hochschule an einer Reihe von Segelflugzeugtypen wurden am VII. OSTIV-Kongreß in Leszno\* vorgelegt. In diesem Bericht werden die ersten Flugversuche aus einer Reihe geplanter Flutter-Flutteruntersuchungen beschrieben.

## 2. Auswahl von Flugversuchsmethoden

Die Methoden der Flutter-Flugprüfung von Motorflugzeugen wie auch die Versuchsergebnisse sind in umfangreichem Fachschrifttum ausführlich beschrieben. Die meisten dieser Methoden sind aber nicht zur direkten Anwendung für Segelflugzeuge geeignet. Die Berichte über Flutteruntersuchungen an Segelflugzeugen sind sehr selten. Das Prinzip der Flutter-Flugprüfung besteht, wie bekannt, darin, Flügel- oder Rumpf-Schwingungen während des Fluges zu erregen und die Gestalt sowie den Verlauf von Schwingungen in

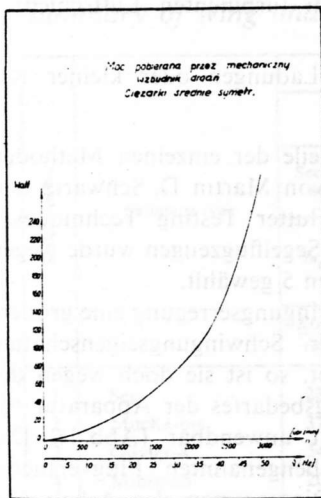
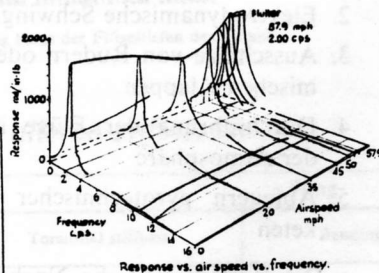


Abb. 1 Leistungsbedarf für Flügelschwingungserregung



Response vs. air speed vs. frequency.

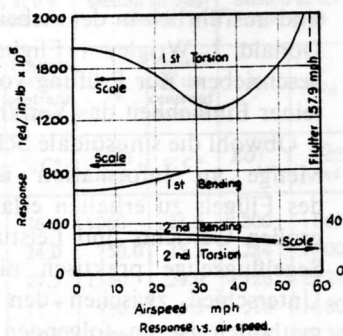


Abb. 2 Response vs. Airspeed and Frequency

Von den zahlreichen Problemen der Aeroelastizität ist für die Segelflugzeugkonstruktion die Fluttererscheinung besonders gefährlich. Einige Berichte der Unfallkommission über Segelflugzeug-Flutterunfälle sind schon bekannt. Diese

\* OSTIV-Publication V: «Ground Resonance Testing of Sailplanes»; «Sailplane Stiffness Measurements»

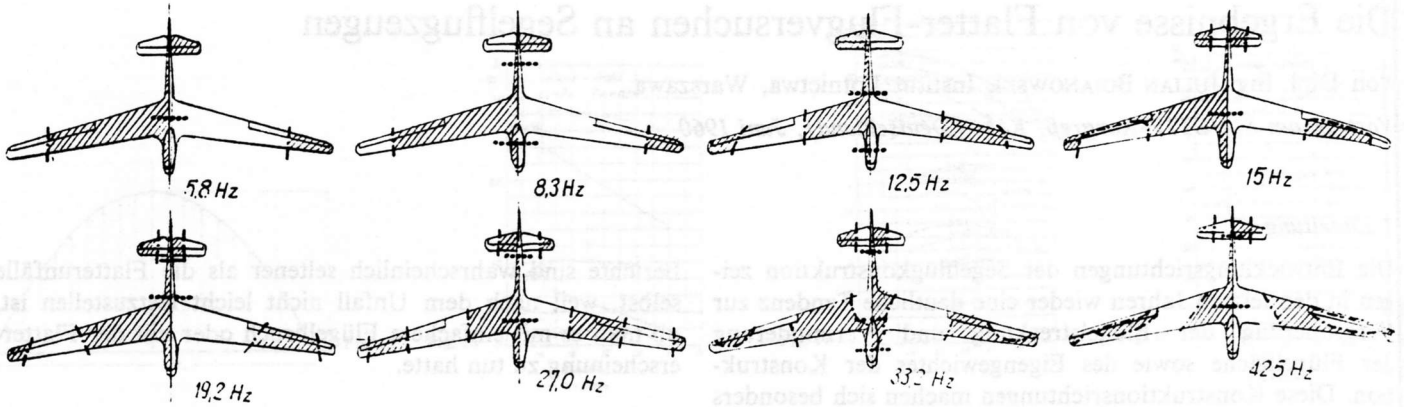


Abb. 4 Bocian: Darstellung von Resonanzversuchen  
 Erregung im vorderen Rumpfteil  
 Oben: Symmetrische Erregungen  
 Unten: Antisymmetrische Erregungen  
 --- Vertikale Schwingungen  
 .... Horizontale Schwingungen

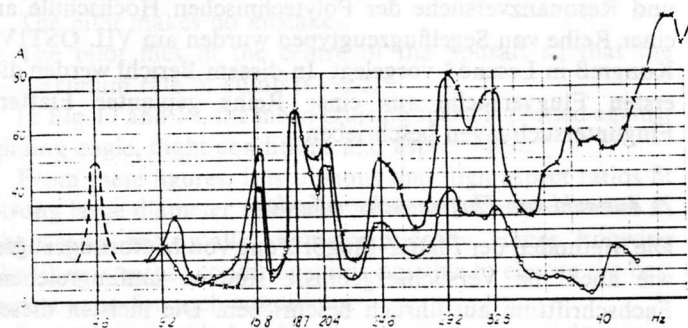
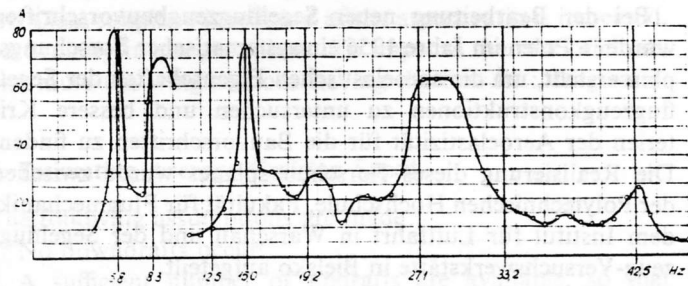
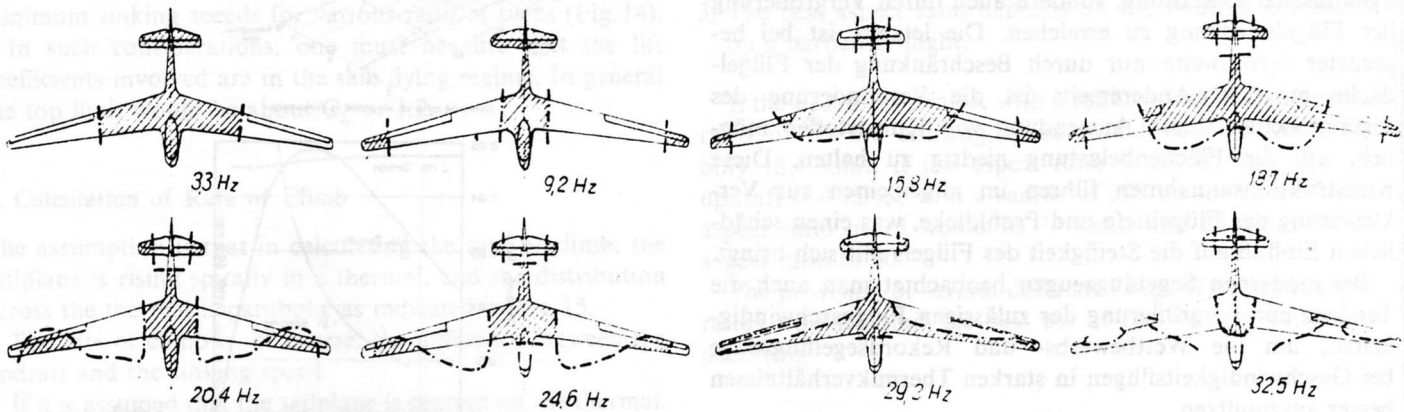


Abb. 5 Bocian: Aufzeichnungen von Amplituden als Funktion der Frequenzen  
 Oben: Geringe symmetrische Erregung  
 Unten: Antisymmetrische Erregung  
 —o— Flügelspitze  
 —x— Hauptholm Rippe 10

einem Bereiche von Fluggeschwindigkeiten zu untersuchen. Zur Erregung von Torsions- oder Biegungsschwingungen der Flugzeugbauteile sind folgende Mittel bekannt:

1. Mechanische Schwingungserreger
2. Elektrodynamische Schwingungserreger
3. Ausschläge von Rudern oder der zusätzlichen aerodynamischen Klappen
4. Durchführung der Flüge in turbulenter Luftschicht der Atmosphäre
5. Abfeuern pyrotechnischer Ladungen oder kleiner Raketen

Die Vorteile und die Nachteile der einzelnen Methoden sind ausführlich in der Arbeit von Martin D. Schwartz und Donald L. Wrigley («Flight-Flutter Testing Techniques») beschrieben. Zur Prüfung von Segelflugzeugen wurde wegen seiner Einfachheit das Verfahren 5 gewählt.

Obwohl die sinusoidale Schwingungserregung eine größere Menge an Information über Schwingungseigenschaften des Flügels zu erhalten erlaubt, so ist sie doch wegen des großen Gewichts und Leistungsbedarfes der Apparatur für Segelflugzeuge praktisch nicht anwendbar (Abb. 1). Der Unterschied zwischen den obengenannten Flugversuchsmethoden ist an folgenden Diagrammen der Arbeit von Schwartz und Wrigley (Abb. 2 und 3) erklärt:

Statt der Amplitudengröße untersucht man bei der Impulserregung die Größe des Dämpfungsfaktors. Um bessere Interpretationsmöglichkeiten der Flugergebnisse zu erhalten, wurden vor den Flugversuchen umfangreiche Resonanzuntersuchungen des Segelflugzeuges durchgeführt, deren charakteristische Resultate an weiteren Diagrammen dar-

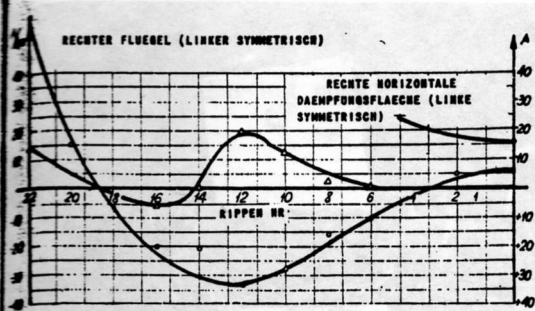


Abb. 6  
Bocian: Amplitudenverteilung  
längs des Flügelholmes und  
Rumpfes

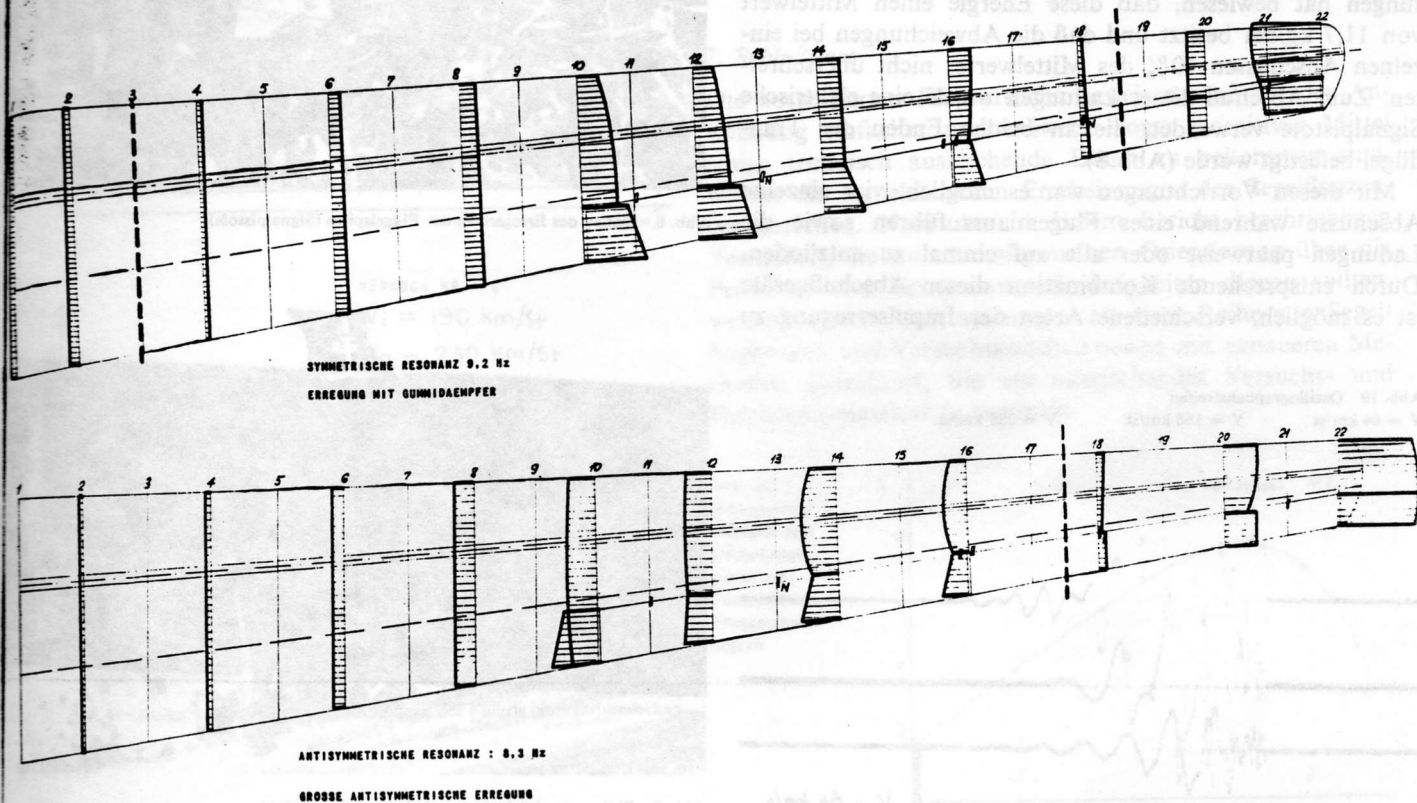
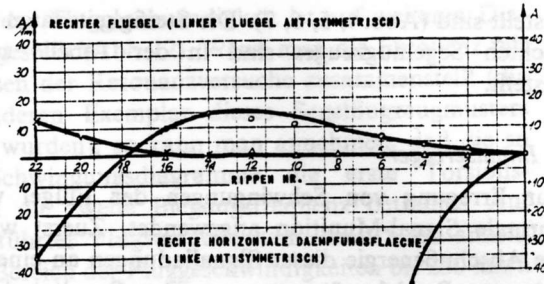


Abb. 7 Bocian: Amplitudenverteilung längs der Flügeltiefen des Flügels

### Summary of wing and aileron stiffnesses

Sailplane No	Sailplane type	Wing										Ailerons					
		Torsional stiffness				Bending stiffness				Position of the centre of gravity		Inner			Outer		
		Section at 0.9 semi-span		Section at mid-aileron		Section at 0.9 semi-span		Section at mid-aileron				Torsional stiffness	Position of the centre of gravity		Torsional stiffness	Position of the centre of gravity	
		$m_\varphi$	Position of the centre of torsion	$m_\varphi$	Position of the centre of torsion	$P_f$	$m_\delta$	$P_f$	$m_\delta$			$m_\varphi$		$\%C^*$	$m_\varphi$		$\%C^*$
$\frac{KGm}{rad}$	$\%C^*$	$\frac{KGm}{rad}$	$\%C^*$	$\frac{KG}{m}$	$\frac{KGm}{rad}$	$\frac{KG}{m}$	$\frac{KGm}{rad}$	$\frac{KGm}{rad}$	$a/l$	$b/C^*$	$\frac{KGm}{rad}$	$a/l$	$\%C$	$\frac{KGm}{rad}$	$a/l$	$\%C$	
1	Sep	280	26.5	1060	23.5	200	11 600	778.0	24 400	0.296	0.480				22.4	0.46	20.0
2	Mucha-bis	370	24.0	750.0	25.5	284	11 000	750.0	22 700	0.339	0.362				17.7	0.45	0
3	Gövier-4	540	27.5	1360	29.0	726	25 200	2120	42 100	0.347	0.441				22.4	0.50	36.0
4	Minimoa	200	11.7	930.0	9.3	318	16 800	810.0	26 000	0.334	0.434				27.4	0.47	41.0
5	Bocian	670	27.5	1650	36.6	368	21 300	1100	41 500	0.316	0.361	68.4	0.47	30.0	44.6	0.47	28.0
6	Zuraw	654	17.9	3070	20.7	517	31 200	1880	63 700	0.305	0.384	25.5	0.50	37.0	26.1	0.53	34.0
7	Mucha 100	412	21.7	1010	20.8	227	9 560	565.0	15 600	0.335	0.314				26.1	0.49	15.0
8	Sohaj	348	10.0	1020	16.2	182	8 330	541.0	14 500	0.367	0.312				23.1	0.45	25.0
9	Jaskolka	401	25.0	1620	35.0	270	14 000	686.0	24 400	0.310	0.392	32.2	47.0	17.0	37.4	0.47	17.0
10	Jastrzab	1060	35.0	3740	35.0	768	22 800	3680	72 900	0.257	0.342	166.0	0.45	0	65.1	0.49	0

C-mean chord of aileron aft of the hinge axis

C\*-chord

gestellt sind (Abb. 4, 5, 6, 7). Die Steifigkeitsdaten des untersuchten Segelflugzeuges sind in der Tabelle zusammengestellt.

### 3. Impulserreger

Zur Erregung von Schwingungen der Flügel wurde die normale Signal-Munition angewendet. Zuerst wurde aber die Abschußenergie dieser Signalladungen an einem speziell gebauten Pendelgerät gemessen. Das Resultat dieser Messungen hat bewiesen, daß diese Energie einen Mittelwert von 11,7 kg/cm besitzt und daß die Abweichungen bei einzelnen Abschüssen 10% des Mittelwertes nicht überschreiten. Zum Abschuß dieser Ladungen wurde eine elektrische Signalpistole verwendet, die an beiden Enden der Tragflügel befestigt wurde (Abb. 8).

Mit diesen Vorrichtungen war es möglich, vier einzelne Abschüsse während eines Fluges auszuführen sowie die Ladungen paarweise oder alle auf einmal zu entzünden. Durch entsprechende Kombination dieser Abschußgeräte ist es möglich, verschiedene Arten der Impulserregung zu

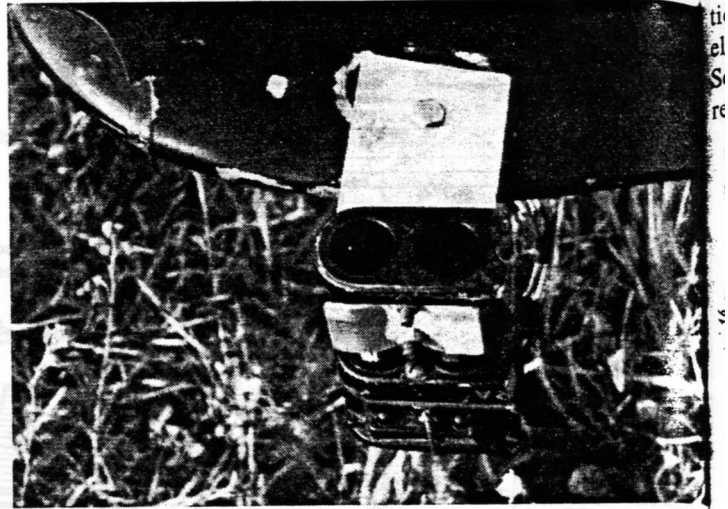


Abb. 8 Einbau des Erregers an der Flügelspitze (Signalpistole)

Abb. 10 Oszillographenstreifen  
 $V = 64 \text{ km/st}$        $V = 168 \text{ km/st}$        $V = 230 \text{ km/st}$

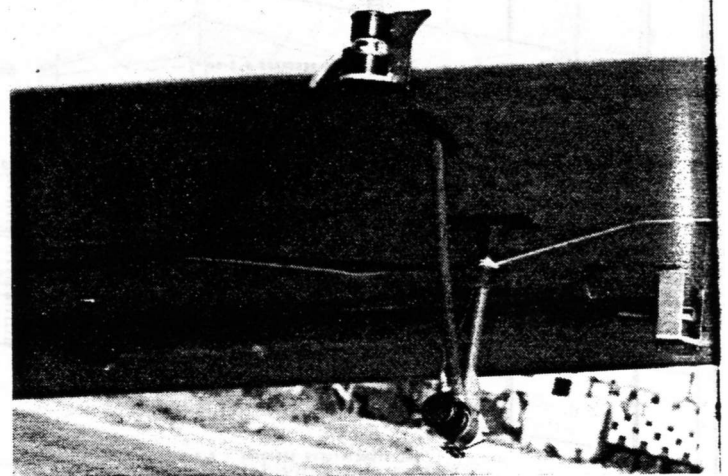
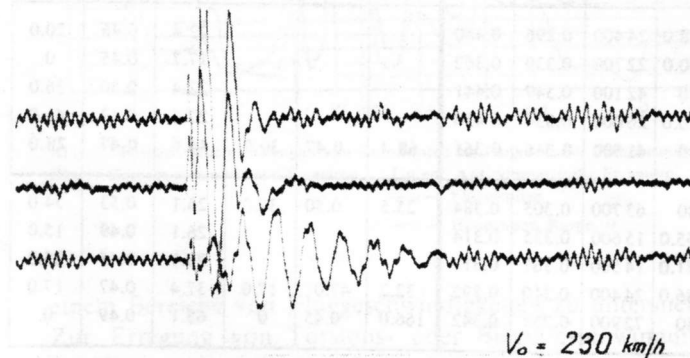
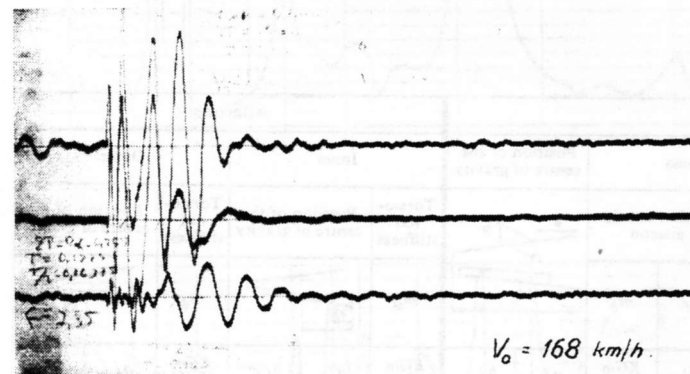
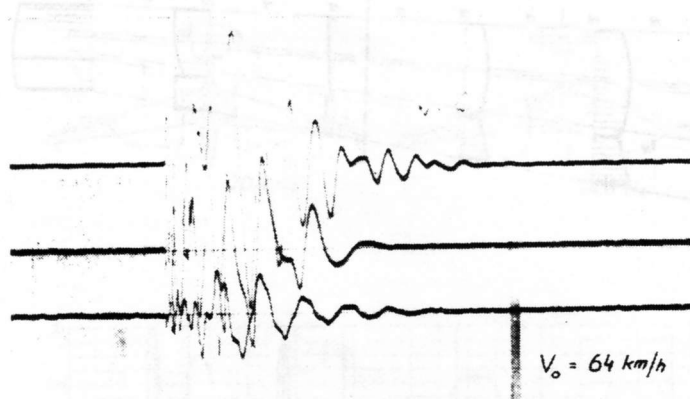


Abb. 9 Einbau der 3 Schwingsgeber auf dem Flügel

erzielen. Nach dem Abschuß der einzelnen Ladung wurde am Flügel eine ziemlich starke Stoßwelle gebildet, die sich sehr rasch in der Richtung zum anderen Flügelende ausbreitete und vom Rumpf und freien Flügelende teilweise zurückgeworfen wurde, so daß in einem kurzen Moment die beiden Flügelenden mit eigenen Frequenzen schlangen. Die größte Verbiegung der Flügelenden war nach dem Abschuß etwa 10 cm. Da das untersuchte Segelflugzeug ziemlich große negative Pfeilung aufweist, waren die Biegungsschwingungen immer mit Torsionsschwingungen verbunden. Die Überlagerung der primären und zurückgeworfenen Stoßwellen ergab gute Bedingungen zur Erregung aller möglichen Eigenfrequenzen des schwingenden Flügels.

### 4. Meßgeräte

Zur Vermessung der Amplitude von Schwingungen wurden drei kleine Schwingsgeber angewandt, die am Flügel in der Nähe des Querruderantriebs befestigt wurden (Abb. 9). Der erste war zur Messung von Schwingungen an der Nasenleiste, der zweite zu Messungen am hinteren Hilfsholm bestimmt. Der dritte Schwingsgeber sollte angenäherte Information über die Torsionsschwingung ergeben, da ein Spezialgerät zur Vermessung von Torsionsschwingungen zeitweise nicht gebrauchsfähig war. Die nach dem Induk-

onsprinzip gebauten Schwingungsgeber waren mit dem elektrischen Integrator und Verstärker verbunden. Die Schwingungen wurden mit einem Schleifenoszillographen registriert.

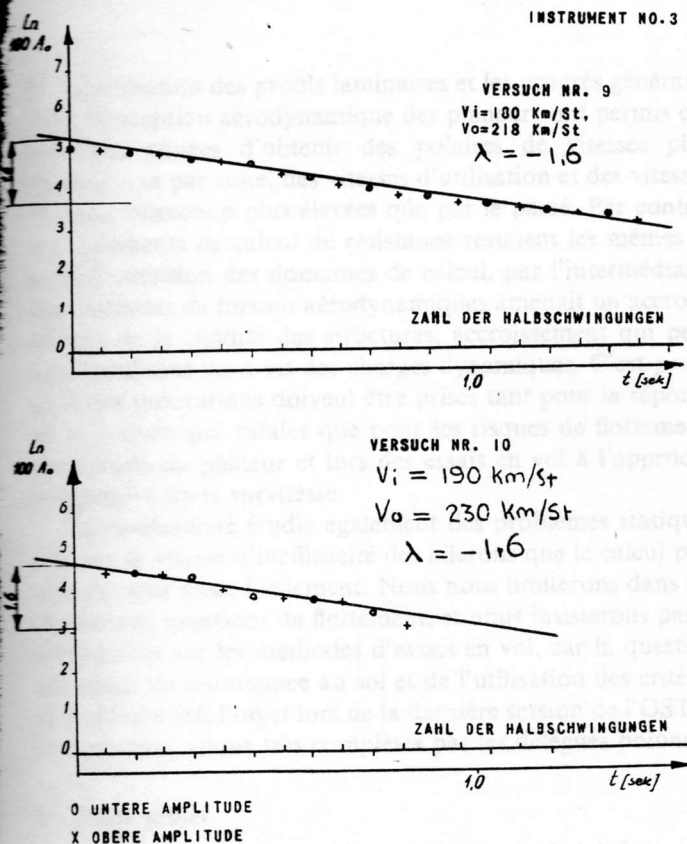


Abb. 11 Die Umhüllungen von Vibrationsamplituden des Flügels im logarithmischen Maßstab

### 5. Flugversuche

Die Flugversuche wurden in der Höhe zwischen 1500 und 1000 m in der ruhigen Atmosphäre (teilweise in der Nacht) durchgeführt, um den schädlichen Einfluß der Turbulenz auf die registrierten Schwingungsbilder zu vermeiden. Im ersten Teil der Flugversuche wurden die Schwingungen asymmetrisch mit dem Abschub der einzelnen Ladung erregt. Die Messungen wurden bei Fluggeschwindigkeiten von 64 km/h bis 255 km/h durchgeführt.

### 6. Die Flugergebnisse

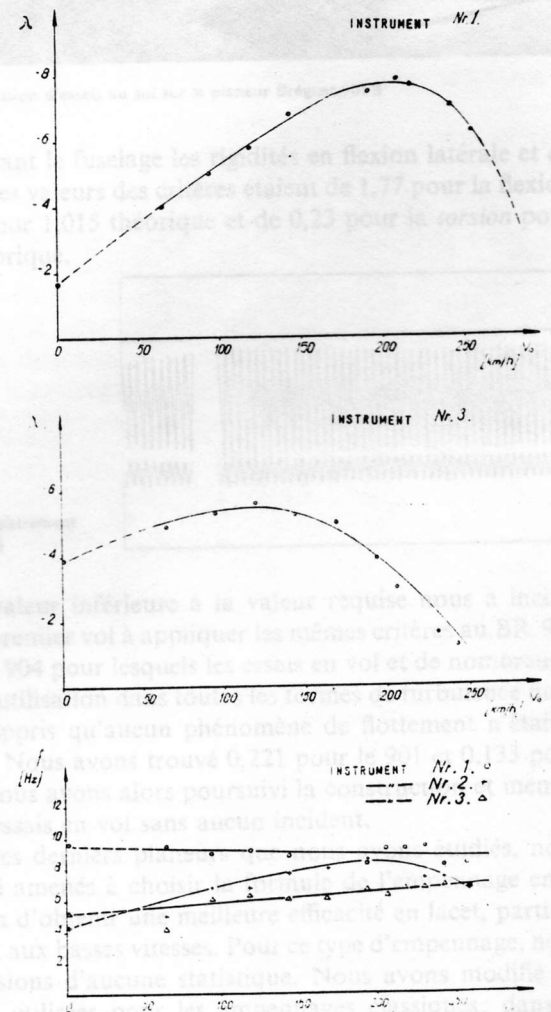
Die registrierten Schwingungen sind an Oszillographenstreifen dargestellt. Gleichzeitig mit dem Abschub ist ein Durchgang der Stoßwelle durch die Meßpunkte sichtbar (Abb. 10). Nach einigen unregelmäßigen Ausschlägen bildet sich eine mehr oder weniger regelmäßig gedämpfte Schwingung des Flügels. Die Schwingungsform des hölzernen Flügels ist meistens nicht so regulär wie bei Metallflugzeugen, was schon bei den Resonanzversuchen bemerkt wurde. An einigen Schwingungsdiagrammen sind die Störungen der atmosphärischen Turbulenz bemerkbar. Nach Aufzeichnung der Amplituden in logarithmischen Ordinaten ist der Dämpfungsfaktor in den meisten Fällen leicht zu erhalten (Abb. 11). Die Größe des Dämpfungsfaktors ist in diesem Fall etwa 100mal so groß wie an dem von Schwartz und Wrigley im Windkanal untersuchten Flutter-Modellflügel. Die Schwingungsfrequenz und der Dämpfungsfaktor

als Funktion der Fluggeschwindigkeit ist auf weiteren Diagrammen dargestellt (Abb. 12). Wenn man die Frequenz mit den Ergebnissen der Resonanzversuche zusammenstellt (die an einem anderen Exemplar dieses Segelflugzeugmusters durchgeführt wurden), so kann man annehmen, daß die so erhaltenen Schwingungsdiagramme die erste Torsionsfrequenz und die zweite Biegunzfrequenz betreffen. Auf Grund ausgeführter Flugversuche kann man auch annehmen, daß im Bereich der Fluggeschwindigkeiten bis 250 km/h keine Flattergefahr zu erwarten ist.

### 7. Schlußwort

Die ausgeführten Flugversuche beweisen, daß bei der Anwendung einfacher und teilweise sogar primitiver Mittel einige technisch ausreichende Daten zu bekommen sind, welche die aeroelastischen Erscheinungen des Segelflugzeuges betreffen. Nach den in diesem Bericht beschriebenen Versuchen, die nur der allgemeinen Orientierung über die Probleme und Vermessungsschwierigkeiten dienen sollten, werden weitere Untersuchungen an einer Reihe von Segelflugzeugen und Versuchskonstruktionen mit genaueren Methoden ausgeführt, um ein ausreichendes Versuchs- und Erfahrungsmaterial zu sammeln.

Abb. 12 Schwingungsfrequenz und Dämpfungsfaktor als Funktion der Fluggeschwindigkeit



Auf Grund der gesamten geplanten Versuche sollen in Zukunft bessere Steifigkeitskriterien für Segelflugzeugbauvorschriften und Konstruktionsberechnungen bearbeitet werden.