

ph



WINDKANAL

BERICHT:FP 3119/48

Gleiter N - 20

F l a t t e r u n t e r s u c h u n g .

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

Gleiter M - 20

Flatteruntersuchung

Inhalt

1. Einleitung	Seite 1
2. Eigenfrequenzen	" 1
3. Bemerkungen zum Rechnungsgang	" 2
4. Rechnungsergebnisse	" 3
5. Anwendung des engl. Flatterkriteriums	" 4
6. Schlussfolgerungen	" 6

Der Abteilungschef:

[Handwritten signature]

Der Bearbeiter:

R. Zetche

Abschrift: Du	bearbeitet: Lit	geprüft Ha	15.2.1950.
------------------	--------------------	---------------	------------

Einleitung

FP 3119/48

Blatt 1

1. EINLEITUNG.

Vorgängig den Flugversuchen mit sehr hohen Geschwindigkeiten (800 km/h) war es erwünscht, die Flattereigenschaften des Gleiters N - 20 rechnerisch zu überprüfen.

Die rechnerische Untersuchung erstreckte sich über nachfolgende Flugzeugteile:

- a) Flügel mit Elevon, symmetrisch und antisymmetrisch
- b) Rumpfhinterteil, Kielflosse und Seitenruder

Die für die Rechnung notwendigen Eigenschwingungsformen und Eigenfrequenzen wurden in dem früher durchgeführten Standschwingungsversuch gemessen und finden sich im Bericht FP 3119/47.

Für die Massenwerte waren keine frühere Berechnungen vorhanden. Die notwendigen Angaben mussten also aus den Konstruktionsplänen ermittelt werden.

2. ZUSAMMENSTELLUNG DER EIGENFREQUENZEN.

Flügel symmetrisch	1. Eigenschwingung	ν = 14,5 Hz
	3. Eigenschwingung	ν = 24,5 Hz
Flügel antisymmetrisch	2. Eigenschwingung	ν = 21,0 Hz
		ν = 45,0 Hz
Rumpfhinterteil, horizontale Biegung		ν = 35,0 Hz
Kielflossenbiegung		ν = 17,0 Hz
Seitenruder		ν = 9,5 Hz

Schwingungsformen siehe Bericht FP 3119/47

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Lit

geprüft:

Ha

15.2.1950.

3. DETAILS DER RECHNUNG.

Die speziellen Eigenschaften des gepfeilten Flügels erfordern einige Abweichungen von der bisher üblichen Berechnungsart. Im nachfolgenden werden daher die Änderungen des Verfahrens gegenüber demjenigen der Berichte FP 3119/1 und FP 3119/20 aufgezeichnet.

3.1. Freiheitsgrade:

Eine Trennung der Schwingungsformen in solche mit reiner Biegung oder reiner Torsion ist bei einem Flügel mit starker Pfeilstellung ($\sim 30^\circ$) nicht mehr möglich. Wir sind also genötigt, die gemessenen gekoppelten Schwingungsformen - bestehend aus Torsion und Biegung - direkt als Freiheitsgrade in die Rechnung einzuführen.

3.2. Reduktion der Kräfte:

Die Reduktion der Kräfte und Momente auf die Flügelspitze wurde ersetzt durch die allgemeine Herleitung der generalisierten Kräfte für die Gleichungen von Lagrange. Zugleich ist auch noch eine Koordinatentransformation damit verbunden, durch welche die generalisierten Auslenkungen eingeführt werden.

3.3. Elastische Kräfte:

Bei der starken Koppelung zwischen Torsion und Biegung beim gepfeilten Flügel war es zu erwarten, dass die Kopplungsglieder der elastischen Kräfte nicht vernachlässigt werden dürfen. Eine Kontrollrechnung zeigte, dass ihr Einfluss spürbar, jedoch nicht von wesentlicher Bedeutung ist.

3.4. Auflösung der Stabilitätsdeterminante:

Die Kopplungsglieder der elastischen Kräfte bewirken, dass in allen Gliedern der Matrix der Eigenwert λ enthalten ist und nicht wie bisher nur in der Hauptdiagonale. Durch eine Transformation - die abhängig ist von den Elastizitätsgliedern - kann die allgemeine Matrix in die Diagonalform übergeführt werden, mit denselben Eigenwerten. Anschliessend folgt die normale Auflösung mittels den Rechungskärtchen (siehe Bericht FP 3119/21 - 1).

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Lit

geprüft

Ha

15.2.1950.

Durch die obenerwähnte Transformation der allgemeinen Matrix in eine solche, die die λ -Glieder nur in der Hauptdiagonale enthält, wird die erforderliche Rechnerarbeit um ein Mehrfaches erhöht. Die Einführung der Koppelung bei den elastischen Gliedern sollte daher nur in jenen Fällen angewendet werden, wo deren Einfluss bedeutend wird. Das durchgerechnete Beispiel zeigt, dass man sich in unserem Falle bei Vernachlässigung der elastischen Koppelungsglieder auf der sicheren Seite befindet.

4. RECHNUNGSERGEBNISSE.

4.1. Symmetrische Flügelschwingungen.

Mit den Eigenfrequenzen

$$\nu_1 = 14,5 \text{ Hertz}$$

$$\nu_2 = 24,5 \text{ Hertz}$$

der zu Grunde gelegten Flügel-Eigenachwingungsformen, und einem lose gehaltenen Haupttruder (Elevon, $\nu_E = 0$) ergeben sich in dem untersuchten Bereich je 2 Lösungen, die das Anfachungsgebiet umschliessen. Die Variation der virtuellen Luftdichte (Berücksichtigung des Kompressibilitätseinflusses) ergibt die auf Seite 3a eingezeichneten Kurven der kritischen Geschwindigkeit.

Die Rechnung für elastisch gehaltenes Haupttruder ($\nu_E = 5,5$ Hertz) zeigt praktisch keinen Unterschied gegenüber derjenigen für $\nu_E = 0$.

4.2. Antisymmetrische Flügelschwingung.

Für diese Schwingungsart, mit den Eigenschwingungsfrequenzen von $\nu_1 = 21$ Hertz und $\nu_2 = 45$ Hertz und losem Elevon, ergibt sich im untersuchten Gebiet keine Lösung. Antisymmetrische Flatterschwingungen erscheinen also als unwahrscheinlich.

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Lit.

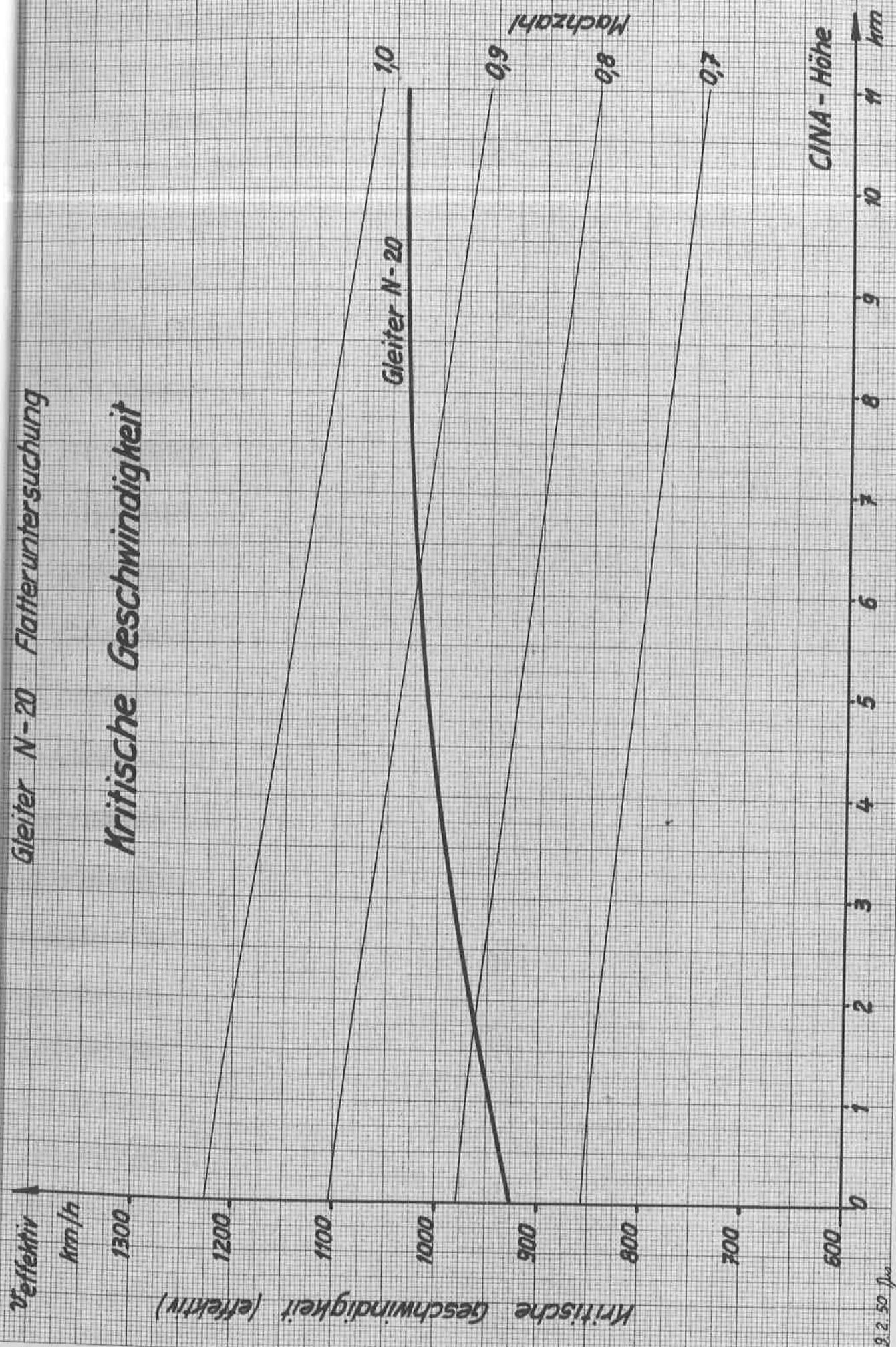
geprüft

Ha

15.2.1950.

Gleiter N-20 Flatteruntersuchung

Kritische Geschwindigkeit



4.3. Seitenleitwerk - Rumpf - Schwingungen.

Mit einer horizontalen Rumpfbiegefrequenz von 35 Hertz, einer Kielflossen-Biegefrequenz von 17 Hertz und einer Seitenruderrfrequenz von 9,5 Hertz zeigten sich für verschiedene virtuelle Luftdichten für diesen Fall mit 3 Freiheitsgraden keine Lösungen. Diese Schwingungen sind also auch nicht von Bedeutung.

5. ANWENDUNG DES ENGLISCHEN FLATTERKRITERIUMS.

Das englische Steifigkeitskriterium betreffend Flügelflattern lautet:

$$\frac{T}{\rho \cdot v^2 \cdot s \cdot c_m^2} > 1,2 \cdot \left(\frac{g - 0,1}{1 - 0,8 k + 0,4 k^2} \right)^2 \begin{cases} (1 - M^2)^{-1/2} & 0 < M \leq 0,8 \\ 1,67 & 0,8 < M \end{cases}$$

für $0,35 < g < 0,55$

$0,25 < k < 1$

- wobei
- T - Flügelverdrehsteifigkeit des Stückes von Flügelwurzel bis Haupt-
rudermitte
 - ρ - Luftdichte
 - v - max. Fluggeschwindigkeit
 - s - Halbspannweite
 - c_m - mittlere Flügeltiefe
 - g - Rücklage der Schweraxe hinter Profilvorderkante in Flügeltiefen
gemessen

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Lit

geprüft

Ha

15.2.1950.

$$k = \text{Trapezverhältnis} = \frac{c_{\text{aussen}}}{c_{\text{innen}}}$$

M = Machzahl

Nach der maximalen Fluggeschwindigkeit aufgelöst, ergibt sich:

$$v \approx \left(\frac{T}{\rho \cdot s \cdot c_m^2 \cdot 1,2 \cdot \left(\frac{g - 0,1}{1 - 0,8 k + 0,4 k^2} \right)^2 \cdot 1,67} \right)^{1/2}$$

Für den Gleiter N - 20 gelten die Werte:

T = 200'000 mkg/Rad entnommen aus Bericht FP 3119/50

s = 3,6 m

$c_m = 2,4 \text{ m}$

g = ~ 0,5

k = ~ 0,7

$\rho = 0,125 \text{ kg m}^{-4} \text{ sek}^2$

M ≥ 0,8

Für die zulässige Maximal-Geschwindigkeit in Meereshöhe ergibt sich damit:

$$v = 308 \text{ m/sek} = 1100 \text{ km/Std}$$

Der aus der Flatteruntersuchung hervorgehende Wert für die kritische Geschwindigkeit in Meereshöhe beträgt:

$$v_{\text{krit}} = 925 \text{ km/Std}$$

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Lit

geprüft

Ha

15.2.1950.

Aus der Differenz der beiden Rechnungen darf nach den heutigen Kenntnissen höchstens der Schluss gezogen werden, dass das englische Flatterkriterium nicht ohne weiteres auf Pfeilflügel angewendet werden darf, besonders deshalb nicht, weil es allem Anschein nach die kritische Geschwindigkeit zu gross ermittelt. Zum Teil ist dies darauf zurückzuführen, dass bei Mach-Zahlen $> 0,8$ die Kompressibilitätskorrektur nur entsprechend einem Wert von $M = 0,8$ eingesetzt wird. Auf der andern Seite sind die Annahmen der Flatterrechnung betreffend Einfluss der Pfeilung, besonders auf die instationären Luftkräfte, noch nicht versuchsässig belegt.

6. SCHLUSSFOLGERUNGEN.

Aus der für den Gleiter N - 20 durchgeführten Schwingungarechnung ist ersichtlich, dass die symmetrischen Flügelschwingungen für die kritische Geschwindigkeit massgebend sind.

Es zeigt sich hierbei, dass die kleinste kritische Geschwindigkeit in Bodennähe auftritt und dort den Betrag von 925 km/h (effektiv) annimmt.

Da die Materialdämpfung in der Rechnung nicht berücksichtigt wurde, liegt v_{krit} in Wirklichkeit vermutlich höher.

Die wortwörtliche Auslegung des englischen Flatterkriteriums würde eine maximale Geschwindigkeit von 1100 km/h ergeben. Diesem Vergleich darf nicht zu grosse Bedeutung beigegeben werden, da die Zulässigkeit des englischen Flatterkriteriums für Pfeilflügel nicht feststeht. Es scheint jedoch, dass dieses Kriterium eher zu hohe Werte ergibt, so dass bei dessen Anwendung besondere Vorsicht am Platze ist.

Abschrift:

Du

bearbeitet:

Lit

geprüft:

Ha

15.2.1950.