

Gleiter N-20

FlatteruntersuchungInhalt :

1. Einteilung
2. Eigenfrequenzen
3. Bemerkungen zum Reibungsmaß
4. Reibungsparameter
5. Anwendung des ungl. Flatterskriteriums
6. Schlussfolgerungen.

1. Einleitung

Hörsamgig der Flugvermittlung mit über hohen
Geschwindigkeit (800 km/h) war es erwünscht,
die Flattereigenheiten des Glukters N-20 nachweislich
zu überprüfen

Die ^{Lehrweise} V-Unterstützung erstreckte sich über nachfolgende
Flugzustände:

a. Flügel mit Elevon, symmetrisch und antisymmetrisch

b. Rumpfhinterteil, Kielstamm und Seitenrudern

Die ~~notwendig~~ für die Bestimmung notwendiger Eigen-
schwingungsformen ^{und Eigenfrequenzen} wurden in dem früher durch-
geführten Handversuchversuch gemessen und finden
sich im Bericht FP 3119/47.

Für die Massenwerte waren keine früheren Be-
merkungen vorhanden. Die notwendigen ~~Daten~~ Angaben
mussten aber aus den Konstruktionsplänen ermittelt
werden.

2. Zusammenstellung der Eigenfrequenzen

Flügel symmetrisch	1. ES	$\nu = 14,5$ Hz
	3. ES	$\nu = 24,5$ Hz
Flügel antisymmetrisch	2. ES	$\nu = 21,0$ Hz
		$\nu = 45,0$ Hz
Rumpf ^{hinterteil} biegung, horizontale Biegung		$\nu = 35,0$ Hz
Kielstammbiegung		$\nu = 17,0$ Hz
Seitenrudern		$\nu = 9,5$ Hz

Wingungsformen siehe Bericht FP 3119/47.

3. Details der Berechnung

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 5119/1 und 5119/20 aufgezählt.

3.1. Frühstücksgrade : Eine Trennung der Umschlagungsformen in solche mit reiner Biegung o. d. reiner Torsion ist bei einem Flügel mit starker Pfeilstellung ($\sim 30^\circ$) nicht mehr möglich. Man wird also gezwungen, die gekoppelten Umschlagungsformen - bestehend aus Torsion und Biegung - direkt als Frühstücksgrade in die Rechnung einzuführen.

3.2. Reduktion der Kräfte ~~und~~ Die Kräfte reduktion musste wegen der allgemeinen Umschlagungsform (Torsion + Biegung) Die Reduktion der Kräfte und Momente auf die Flügelspitze wurde ersetzt durch die allgemeine Auffas 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 zu erwarten, dass die Koppelungsglieder der elastischen Kräfte nicht vernachlässigt werden dürfen. Eine Kontrollrechnung zeigte, dass ihr Einfluss ~~ist~~ spürbar, ~~aber~~ jedoch nicht von wesentlicher Bedeutung ist.

3.4. Auflösung der Stabilitätsdeterminante: Die Koppelungs-
glieder der elastischen Theorie bewirken, dass in allen
Gliedern der Matrix der Eigenwert λ enthalten ist und
nicht nur wie bisher ^{nur} in der Hauptdiagonale. Durch eine
Transformation - die abhängig ist von den Elastizitäts-
gliedern - kann die allgemeine Matrix in die Diagonal-
form übergeführt werden, mit demselben Eigenwert λ .
Anschließend folgt die normale Auflösung mittels der
Rechenpfeifen (siehe Bericht 3199/21-1).

Durch die oben erwähnte Transformation der allgemeinen
Matrix ⁱⁿ auf eine solche, die die λ -Glieder nur auf der Haupt-
diagonale enthält, wird die erforderliche Rechenarbeit
um ein Mehrfaches erhöht. Die Einführung der Koppelung
bei den elastischen Gliedern sollte daher nur in ~~den~~ jenen
Fällen angewendet werden, wo deren λ Einfluss bedeutend
wird. ~~Nach dem~~ ^{Das} durch geschickten Bruchteil ~~bestimmt man~~
^{in unserem Falle} ~~die~~ zeigt sich, dass man sich λ bei Verknüpfung der elast.
Koppelungsglieder auf der nächsten Stufe befindet.

5. Anwendung des ungleichen Plattenkriteriums.

Das englische Gültigkeitskriterium betreffend Flügelplatten lautet:

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

für $0,35 < g < 0,55$
 $0,25 < k < 1$

wobei T = Flügelverdrehstärkigkeit des Wüchels
 von Flügelwurzel bis Hauptrotormitte.

ρ = Luftdichte

V = max. Fluggeschwindigkeit

s = Halbspannweite

c_m = mittlere Flügeltriefl

g = Rücklage der Höhenlinie hinter Profilvorderrande
 in Flügeltriefl gemessen.

k = Tragverhältnis = $\frac{c_{\text{ausen}}}{c_{\text{innen}}}$

M = Machzahl

Gegeben war die für den Gyrokor bekannte Werte
 ein, so erhalten wir für die Plattenverdrehstärkigkeit

Nähe der maximalen ~~verdrehstärkigkeit~~ Fluggeschwindigkeit aufgelöst, ergibt sich:

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

für den Gyrokor - N-20 gelten die Werte:
~~und mit:~~ $T = 200\,000 \text{ mkg/Rad}$ entnommen aus Bericht

$s = 3,6 \text{ m}$

$c_m = 2,4$

$g = \sim 0,5$

$k = \sim 0,7$

$\rho = 0,125 \text{ kg m}^{-3} \text{ sek}^{-2}$

$M \geq 0,8$

woraus folgt

$$V \leq 308 \text{ m/sek} = 1100 \text{ km/h}$$

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

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

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

$$V_{krit} = 925 \text{ km/Std.}$$

Aus der Differenz der beiden Rechnungen darf nicht der heutige Kenntnis höchstens der Teil entzogen werden, dass das englische Plattenkriterium nicht ohne weiteres auf Pfeilflugel 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 anderen Seite sind die Annahmen der Plattenrechnung betreffend Einfluss der Öffnung, besonders auf die instationären Luftkräfte, noch nicht verzurechnungsmäßig belegt.

5. Ich bin folg wenig zu.

Kritische Geschwindigkeit gegenüber Flattererscheinungen.

Aus der ~~der~~ für den Glider N-20 durchgeführten
Flügelverformungsrechnung ist wichtig, dass die symmetrische
Flügelverformungen für die kritische Geschwindigkeit maß-
gebend sind.

Da in der Flügelverformungsrechnung die Materialdämpfung
ausser Acht gelassen wird, so kann die gefunden
kritische Geschwindigkeit von ca. 300 km/h darüber
als obere Grenze des zulässigen Geschwindigkeitsbereichs
in Bodennähe wachtel werden.

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

Da die Materialdämpfung in der Rechnung nicht berück-
sichtigt wurde, liegt v_{krit} vermutlich in Wirklich-
keit vermutlich höher.

Die wortwortliche Auslegung des englischen Flatter-
kriteriums würde eine max. Geschwindigkeit von
1100 km/h ergeben. Diesem Vergleich darf nicht zu
große Bedeutung beigemessen werden, da die Zulässigkeit
des englischen Flatterkriteriums für Offenflügel nicht fest-
steht. Es steht jedoch, dass dieses Kriterium über zu
hohe Werte ergibt, sodass bei dieser Anwendung besondere
Vorsicht am Platz ist.

Gleiter - N-20 Flatteruntersuchung

Kritische Geschwindigkeit

v_{eff}

km/h

1300

1200

1100

1000

900

800

700

Kritische Geschwindigkeit (effektiv)

Gleiter N-20

110

100

90

80

70

60

110

99

88

77

66

1000

Machzahl

10 km

CINA-Höhe

5

0

