

Bemerkungen über Tragflügelschwingungen

Autor(en): **Ackeret, J. / Studer, H.L.**

Objektyp: **Article**

Zeitschrift: **Helvetica Physica Acta**

Band (Jahr): **7 (1934)**

Heft V

PDF erstellt am: **26.04.2024**

Persistenter Link: <https://doi.org/10.5169/seals-110382>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern.

Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden.

Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

Haftungsausschluss

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

Bemerkungen über Tragflügelschwingungen

von J. Ackeret und H. L. Studer.

(7. V. 34.)

Im Laufe der letzten Jahre sind an verschiedenen Flugzeugen gefährliche Schwingungen der Flügelenden beobachtet worden¹⁾. Man hat sich zunächst damit begnügt, auf theoretischem Wege die Möglichkeit von solchen Schwingungen zu untersuchen und ist im wesentlichen zu dem Ergebnis gelangt, dass es sich in vielen Fällen um eine Koppelung von Biegungs- und Torsionschwingungen handeln müsse, wobei oberhalb eines „kritischen“ Staudruckes die Phasen der beiden Schwingungen so zueinander

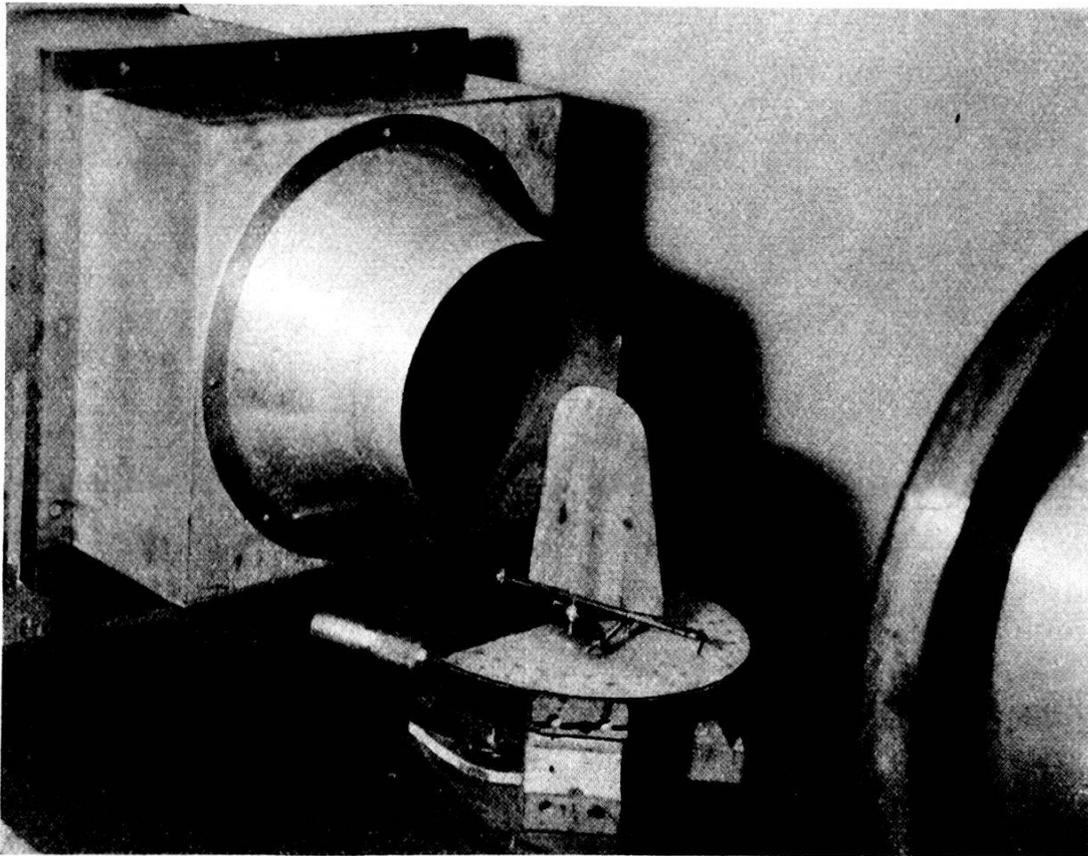


Fig. 1.

Anordnung der Versuchseinrichtung im Windkanal. Getrennte Torsions- und Biegelagerung des Flügels.

¹⁾ z. B. auf dem Internationalen Flugmeeting in Zürich 1932: Segelflugzeug W. FARNER.

liegen, dass die Flügelbewegung durch die Luftkräfte unterstützt und Arbeit aus der Luft zur Überwindung der Dämpfung genommen wird. Die so erhaltenen kritischen Staudrücke stimmen nicht besonders gut mit den Erfahrungen überein, doch ist zu sagen, dass letztere gewöhnlich auch nur sehr unpräzise formuliert vorliegen.

Es ist nun überraschend, dass angesichts der enormen Bedeutung dieser Erscheinung für die Flugtechnik nur spärliches experimentelles Material vorhanden ist¹⁾.

Wir haben, zunächst nur als Vor- und Demonstrationsversuche, mit kleinen Flügelmodellen in einem Windstrom von 20 cm

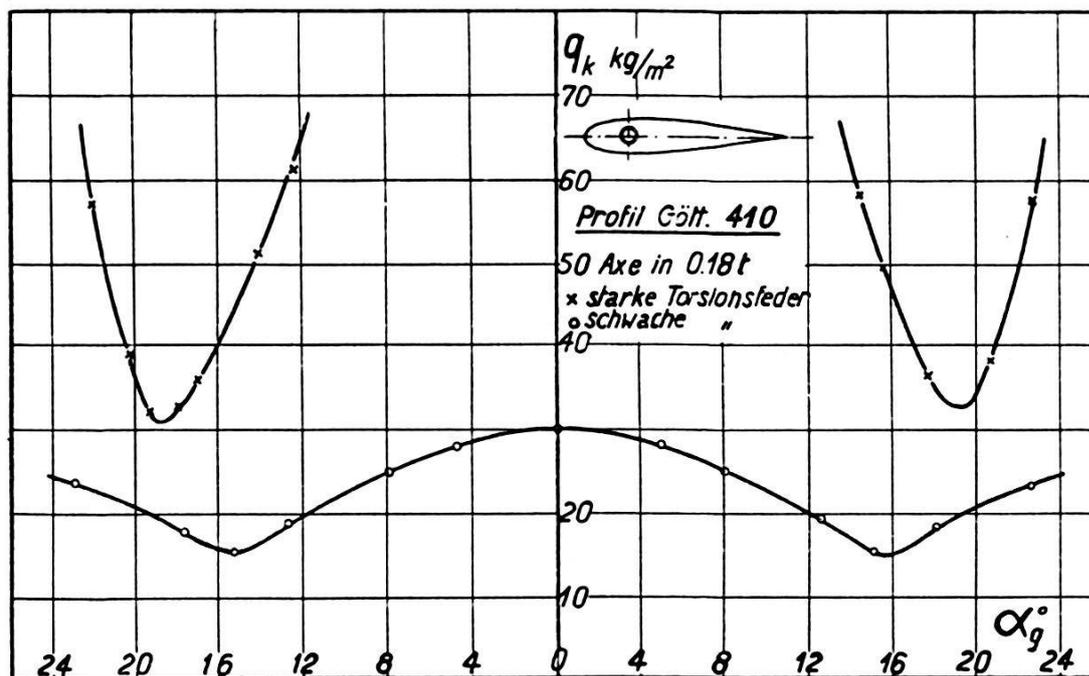


Fig. 2.

Kritischer Staudruck q_k in Funktion des Anstellwinkels α_g gemessen mit Profil Götting 410. Lage der Drehachse in 18% der Tiefe.

Durchmesser experimentiert und sind damit zu reproduzierbaren Ergebnissen gelangt, die zeigen, dass noch andere, von der bisherigen Theorie nicht berücksichtigte Momente eine wesentliche Rolle zu spielen scheinen²⁾.

Der Versuchsflügel (Fig. 1) wurde so gelagert, dass er unabhängig einen Biegeausschlag und eine Drehung um eine eingelassene Drehachse ausführen kann. Die Biegesteifigkeit wird durch eine Blattfeder, die Torsionssteifigkeit durch ein paar

¹⁾ u. a. J. ESSERS-KOBER: „Untersuchungen von Flügelschwingungen im Windkanal“. Luftfahrtforschung Bd. 4, Heft 4, 1929.

²⁾ Diese Versuche wurden u. a. auf der Ausstellung „Der Flug“, Zürich, Juni 1933, vorgeführt.

Schraubenfedern erzeugt, dämpfend wirkt nur die geringe Reibung. Die Lage der Drehachse konnte in gewissen Grenzen geändert werden. Es zeigte sich sofort, dass der kritische Staudruck q_k sehr stark vom Anstellwinkel α des Flügels unmittelbar vor dem Einsatz der Schwingungen abhängt und dass ausgeprägte Minima bei solchen Winkeln auftreten, bei denen die Strömung auf der Ober- bzw. Unterseite des Profils normalerweise abreisst. (Letzterer Fall ist der praktisch allein wichtige, da nur dieser vereinigt mit sehr grosser Geschwindigkeit auftreten kann.)

Bei Vergrösserung der Torsionssteifigkeit (Fig. 2) ist die Erscheinung besonders ausgeprägt; eine Veränderung des Winkels um wenige Grad genügt, um eine sehr erhebliche Vergrösserung des kritischen Staudruckes zu bewirken. Fig. 2 zeigt den kriti-

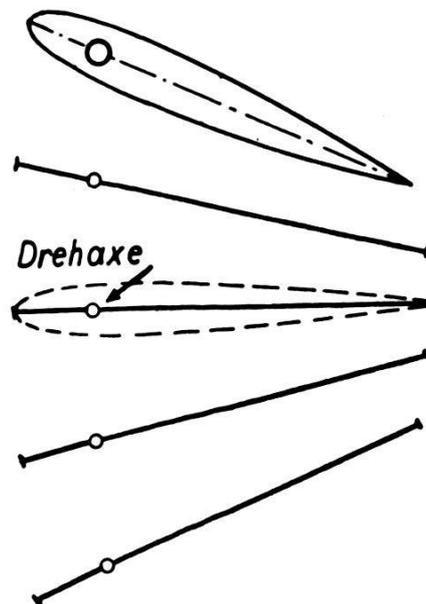


Fig. 3.

Schematische Darstellung des Schwingungsbildes
(nach Stroboskopbeobachtung).

schen Staudruck in Funktion des geometrischen Anstellwinkels für eine bestimmte Achslage. Es wurden ausser dieser noch andere, weiter zurückliegende Lagen der Drehaxe untersucht; es ergab sich in allen Fällen ein analoges Verhalten des kritischen Staudruckes.

Aus den Versuchen von ESSERS-KOBER kann übrigens ein ähnliches Verhalten entnommen werden, doch wurde damals diese Erscheinung anscheinend nicht weiter verfolgt.

Es liegt nahe, eine Erklärung so zu versuchen, dass man annimmt, dass die Ablösung bei der nicht mehr quasistationären Strömungsänderung zeitlich verzögert erfolgt, was mit anderwei-

tigen Untersuchungen übereinstimmt¹⁾. Man hätte dann beispielsweise während der Vergrößerung des Anstellwinkels über den normalen Abreisswert hinaus zunächst noch keine Ablösung; diese würde erst in der Nähe des Umkehrpunktes der Schwingungen plötzlich einsetzen. Da also beim Ausschlag eine wesentlich grössere Kraft beim gleichen Winkel wirkt wie beim Rückgang, ergibt sich eine sehr kräftige Anfachung.

Die Beobachtung mit dem Stroboskop ergibt tatsächlich eine Phasenbeziehung zwischen Dreh- und Biegeschwingung in dem Sinne, dass beim grössten Biegeausschlag gleichzeitig auch der grösste Anstellwinkel auftritt (Fig. 3). Man kann ferner mit einem in die Strömung gehaltenen Seidenfaden nachweisen, dass beim Rückgang des Flügels die Strömung auf der jeweiligen Saugseite stark gestört, beim Hingang glatt ist. — Versuche mit besseren Mitteln und in einem Frequenzbereich, der der Praxis näher liegt, sind im Gange.

Aerodynam. Institut der E. T. H. Zürich.

¹⁾ MAX KRAMER: „Die Zunahme des Maximalauftriebes von Tragflügeln bei plötzlicher Anstellwinkelvergrößerung (Böeneffekt)“. Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftschiffahrt 1932, S. 185.