

Zur Statik von dünnen Flugzeug-Tragflächen

VON DER
EIDGENÖSSISCHEN TECHNISCHEN HOCHSCHULE IN ZÜRICH
ZUR ERLANGUNG DER
WÜRDE EINES DOKTORS DER TECHNISCHEN WISSENSCHAFTEN
GENEHMIGTE
PROMOTIONSARBEIT

VORGELEGT VON

H. SCHÜRCH

von Rohrbach (Be)

Referent: Herr Prof. E. Amstutz

Korreferent: Herr Prof. Dr. H. Ziegler



Bei bekannter Querkraftverteilung erhalten wir die zusätzliche Verdrehung ψ_{SV} infolge Verformung des Schubverbandes:

$$\psi_{SV} = \int_0^x \frac{S + 2W}{b^2 \delta + h G} dx$$

Diese Zusatzverformung ist der Verformung $\bar{\psi}$ des idealen Schichtträgers zu überlagern.

Tafel X zeigt die beiden Anteile des Verdrehwinkelverlaufes mit den eingezeichneten Meßwerten.

Mit den so gewonnenen Anhaltspunkten über die Wirkung des Faltwerk-schubverbandes wurde der Deltaflügel gemäß Fig. 21 für eine symmetrische Torsionsbelastung numerisch berechnet.

Für die Querbiegesteifigkeit EJ_y wirkt das Faltwerk wie eine Querstringer-Anordnung. Für Torsions- und Längsbiegesteifigkeit kann dagegen die versteifende Wirkung des Wellbleches vernachlässigt werden.

Die berechneten Verdrehwinkelanteile

$$\begin{aligned} \bar{\psi} & \text{ des idealen Schichtträgers,} \\ \psi_e & \text{ infolge Querverformung und} \\ \psi_{SV} & \text{ infolge Verformung des Schubverbandes} \end{aligned}$$

sind zusammen mit den Meßwerten in der Tafel XI aufgetragen.

Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit befaßt sich mit der statischen Berechnung von Flächentragwerken, wie sie als Flügel und Leitwerke im Flugzeugbau vorkommen.

Ausgehend von der Elastostatik massiver Platten, wird die Beziehung zwischen Flächenlast und Durchsenkung eines als „Schichtträger“ bezeichneten Flächentragwerkes untersucht. Der Schichtträger hat im wesentlichen die Eigenschaften einer orthotrop versteiften Platte*) von veränderlicher Bau-

*) Für die praktische Anwendung der Theorie, insbesondere auf Pfeil- und Deltaflügel, zeigt es sich, daß eine Erweiterung der Ansätze für einen auch schiefwinklig versteiften Schichtträger wünschenswert wäre.

höhe und unterscheidet sich von den gebräuchlichen Tragflächenkonstruktionen des Flugzeugbaus namentlich durch einen kontinuierlichen und starren Schubverband.

Durch vereinfachende Annahmen über die Verformung (Regelfläche), gelingt es, die Verformung und Belastung des Schichtträgers verknüpfende Differentialgleichung zu vereinfachen und deren rechnerische Auflösung allgemein zu ermöglichen. Es entstehen dabei, als Erweiterung der bisher gebräuchlichen statischen Größen wie Biegesteifigkeit und Bredt'sche Torsionssteifigkeit, neue Größen, welche geeignet sind, das statische Verhalten der untersuchten Träger vollständiger zu charakterisieren. Insbesondere wird die Wirkung der Querschnittsverwölbung durch verhältnismäßig einfach zu handhabende Werte, „Wölbgröße“ und „Wölbtorsionssteifigkeit“, der Berechnung zugänglich gemacht.

In den anschließenden Abschnitten wird der Einfluß der Verformung eines nicht-idealen Schubverbandes sowie der Querkrümmung (Abweichung der elastischen Fläche von einer Regelfläche) untersucht, und Näherungsmethoden zur Berechnung dieser Einflüsse entwickelt.

Im praktischen Teil werden verschiedene Beispiele von Schichtträgern rechnerisch und z. T. versuchsmäßig untersucht. Zur Auflösung der, im theoretischen Teil angegebenen Verformungsdifferentialgleichungen, wird ein numerisches Verfahren angegeben. Die untersuchten Beispiele erhärten die praktische Brauchbarkeit der im Vorhergehenden abgeleiteten Theorie, insbesondere für die Berechnung der Wölbspannungen und für die Untersuchung schiefachsiger Träger, welche mit den bisher üblichen Methoden z. T. auf große Schwierigkeiten stieß.

Mit den beschriebenen Methoden der Verformungsberechnung lassen sich auch Näherungsverfahren für Schwingungsberechnungen, insbesondere auch für Pfeil- und Deltaflügel durchführen. Solche, dynamische Untersuchungen wurden jedoch in der vorliegenden Arbeit, welche sich auf rein statische Fragen beschränkt, nicht angeführt.

Summary

This paper, entitled

“A Contribution to the Structural Analysis of thin Aircraft Wings”

deals with the structural analysis of flat structures, similar to those, encountered in the wing and tailplane design of modern aircraft.

A sandwich type flat structure is considered. This structure is assumed to be built up of two faces, carrying normal and shearing loads and of a core of pure shearing rigidity normal to its center plane. The faces are assumed to be stiffened by an orthogonal system of stringers. Due to the stringers, the local bending rigidity of the flat structure is variable in different surface directions. An arbitrary variation of these bending rigidities is taken into account.

Thus, the considered structure has essentially the properties of an orthotropic plate of variable thickness and differs from the usual aircraft wing design mainly by the assumption of a continuous and rigid system of ribs and webs, represented by the core.

The relation between load and elastic deformation of such a flat structure is developed, starting from the theory of solid plates. Analysis yields a partial differential equation of fourth order with variable coefficients as an extension of the biharmonic equation for the deformation of solid plates of uniform thickness.

By suppressing the rib bending, the said differential equation is linearized and a numerical computing becomes possible. Hence, a theory of a two-dimensional flat structure can be developed, as an extension of the bending and twisting theory of the simple, one-dimensional beam.

In addition to the usual structural terms such as „bending moments“ and „torsional moments“, „bending rigidity“ and „St. Venants torsional rigidity“, new terms are introduced, characterizing the warping of cross sections due to non-uniform twist. These terms, „warping moment“ and „warping rigidity“ enable to consider warping as a bending problem of higher order and to solve it in an analogous manner to the problem of simple bending of a beam.

Special attention is paid to the torsional problem. By assuming continuous distribution of ribs, this problem generally shows infinite redundancy. It can, however, be reduced to a linear differential equation of second order and solved by numerical methods. A numerical method to solve the torsional differential equation with arbitrary coefficients is mentioned.

By assuming a finite number of ribs, the said equation degenerates into a system of equations of finite integrals.

In most cases, the deformation of the shear resisting system, represented by the core, can be approximately computed and added to the deformation of the ideal structure with rigid core.

The effect of rib bending, initially neglected, is small for the flat structure with straight axis and considerable aspect ratio, but shows to be of great importance for structures with sweep-back or delta shape. This effect can still be computed with a satisfactory degree of accuracy by the use of a strip method.

Experimental investigation deals with a wing-fuselage combination and with wing models of rectangular, trapezoidal, swept-back and delta planform under various loadings. Results agree well with the theory of flat structures as developed.