

Aus dem Institut für Flugzeugstatik und Flugzeugbau: konstruktive Einflüsse auf die Beanspruchung von Flugzeugen

Autor(en): **Amstutz, Ed.**

Objektyp: **Article**

Zeitschrift: **Schweizerische Bauzeitung**

Band (Jahr): **111/112 (1938)**

Heft 14: **Lehr- und Forschungsinstitute der Eidgenössischen Technischen Hochschule: Sonderheft zum 60. Geburtstag des Schulratspräsidenten Arthur Rohn**

PDF erstellt am: **25.09.2024**

Persistenter Link: <https://doi.org/10.5169/seals-49811>

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.

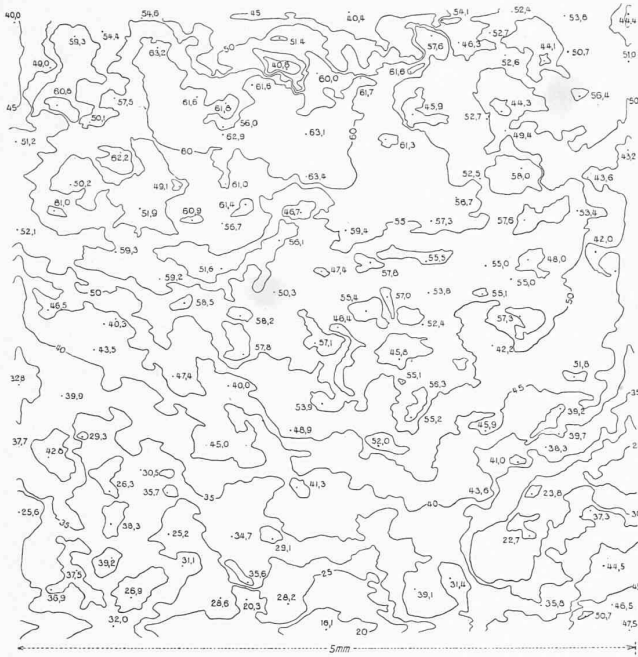


Abb. 3. Höhenkurven des 5 mm-Quadrats in Abb. 1 und 2. Aequidistanz 0,05 mm; mittl. Höhenfehler $\pm 0,004$ mm

Bereich des Autographen in der y -Richtung. Dann ist die am Auswertegerät einzustellende Basis

$$b_1 = \frac{y_1 \cdot a}{f_1} = n \cdot y \cdot \frac{a}{f_1} = n \cdot \frac{b \cdot f}{a} \cdot \frac{a}{f_1} = n \cdot b \cdot \frac{f}{f_1}$$

Der Zahlwert n gibt die Ueberhöhung des Raummodells an, d. h. den Faktor, mit dem die in mm abgelesenen Höhen am y -Zählwerk multipliziert sind. Damit wird also auch die zu benützende Zähltrommel festgelegt.

Im vorerwähnten Beispiel war $D = 46,2$ mm = y . Demgemäss wurde $n = 5$ gewählt ($y_1 = 5y = 231$ mm), und man erhält für die Autographenbildweite $f_1 = 164,8$ mm die Basis

$$b_1 = n \cdot b \cdot \frac{f}{f_1} = 5 \cdot 5 \cdot \frac{462}{164,8} = 70,10 \text{ mm.}$$

Ferner lässt sich auch der Auswertemasstab bestimmen. Entsprechend der Formel $y = \frac{b \cdot f}{a}$ ist der Aufnahmemasstab $\frac{f}{y} = \frac{a}{b}$.

Der Auswertemasstab, bezogen auf den Aufnahmemasstab, ist $\frac{y_1}{f_1} = \frac{b_1}{a}$, demnach der Auswertemasstab, bezogen auf das Objekt $\frac{a}{b} \cdot \frac{b_1}{a} = \frac{b_1}{b}$, gleich Autographenbasis : Aufnahmebasis.

Im Rahmen der am Auswertegerät zur Verfügung stehenden Uebersetzungen ist es möglich, den Auswertemasstab zu ändern. Im allgemeinen ist dies aber ein «wilder» Masstab. Im besprochenen Beispiel war die Uebersetzung 2:5 und dementsprechend der Masstab $\frac{70,10}{5} \cdot \frac{5}{2} = 35,05:1$. — Abb. 3 zeigt die in den Masstab rd. 18:1 reduzierte Auswertung, d. h. die Topographie der in Abb. 2 dargestellten Oberfläche. Die Aequidistanz beträgt 0,05 mm, die Koten sind in Hundertstelmillimeter eingetragen. Es würde zu weit führen, die fehlertheoretischen Betrachtungen hier im Einzelnen wiederzugeben. Es mag daher der Hinweis genügen, dass der mittlere Fehler der Höheneinstellung gerechnet werden kann nach der Differentialformel

$$dy = \frac{b \cdot f}{a^2} \cdot da = \frac{b_1 \cdot f_1}{a^2} \cdot \frac{da}{n}$$

worin der mittlere Parallaxfehler da für feinkörnige Platten zu rd. $\pm 0,005$ mm anzunehmen ist. Dieser mittlere Höhenfehler beträgt in der vorliegenden Auswertung rd. $\pm 0,004$ mm. Durch entsprechende Vergrößerung der Aufnahmebasis kann dy leicht auf 2 bis 3 μ reduziert werden, sofern dies für die gestellte Aufgabe von Bedeutung ist. Ferner zeigt die Fehlerformel, dass bei gleichbleibender Basis und gleicher Vergrößerung, d. h. gleicher linearer Parallaxe a der mittlere Fehler proportional ist zur Aufnahmebildweite f . Da diese wiederum ungefähr proportional ist zur Brennweite, so muss für sehr genaue Auswertungen ein möglichst kurzbrennweitiges Aufnahmeobjektiv gewählt werden.

Die vorstehenden Ausführungen lassen erkennen, dass für die Auswertung von Mikro-Stereoaufnahmen folgende Daten bekannt sein müssen: Die ungefähre Objektdistanz y (zur Fest-

setzung des zweckmässigsten Affinitätsverhältnisses), die «innere Orientierung» der Aufnahmekammer, d. h. die genaue Aufnahmebildweite f und die Kammeraxe (Normale zur Bildebene, definiert durch die sog. Rahmenmarken am Anlegerahmen) und die genaue Basislänge der Aufnahme. — Die Autographenbildweite f_1 kann am Auswertegerät bestimmt werden. Ferner ist es möglich, allfällige systematische Aufnahmefehler dadurch zu eliminieren, dass unter genau gleichen Aufnahmebedingungen eine Lehre photographiert und die Auswertebasis empirisch so bestimmt wird, dass die y -Ablesungen mit den Sollwerten übereinstimmen. Als Lehre diente die in Abb. 1b in natürlicher Grösse dargestellte Kreispyramide, deren Höhenstufen mit der Messuhr bestimmt worden sind.

Diese kurzen Darlegungen und namentlich die Hinweise bezüglich Genauigkeit mögen gezeigt haben, dass mikrophotogrammetrische Aufnahmen als Grundlage für die verschiedensten wissenschaftlichen und praktischen Untersuchungen dienen können. Im Auftrag der Druckverlustkommission des S. I. A. sind mit einer eigens hierfür konstruierten Apparatur bereits eine Reihe von Aufnahmen für Spezialstudien durchgeführt und ausgewertet worden. Die Tatsache, dass die Methode der Mikrophotogrammetrie messtechnisch sehr hohen Anforderungen genügt, dürfte die Annahme rechtfertigen, dass damit für alle möglichen Oberflächenuntersuchungen ein neues Hilfsmittel geschaffen und der Photogrammetrie ein neues, dankbares Anwendungsgebiet erschlossen worden ist.

M. ZELLER

Aus dem Institut für Flugzeugstatik und Flugzeugbau Konstruktive Einflüsse auf die Beanspruchung von Flugzeugen

Wohl bei keinem Ingenieurbauwerk steht die Forderung nach geringstmöglichem Konstruktionsgewicht derart im Vordergrund wie beim Flugzeug. Jede Minderung des Gewichtes der flugfertig ausgerüsteten Maschine kommt entweder der zahlenden Last, die je nach Flugweite etwa 10 bis 25 % des höchstzulässigen Fluggewichtes beträgt, zugute oder sie lässt sich in höhere Flugleistungen umsetzen und verbessert in jedem Fall die Ausnutzbarkeit des Flugzeuges.

Ein Gewichtsgewinn lässt sich beim Flugzeug nicht nur durch sorgfältige Anpassung und Durchbildung aller Elemente erzielen. Durch geeignete Gestaltung des äusseren Aufbaus vermag der Konstrukteur auch die beanspruchenden Kräfte und Momente zu beeinflussen und klein zu halten. Abb. 1 zeigt beispielsweise, wie sich durch eine spitzendige Ausbildung des Flügelgrundrisses eine Konzentration der Luftkräfte nach der Flügelmitte zu erzielen lässt und wie die daraus folgende Verminderung des Biegemomentes an der Flügelwurzel¹⁾ durch dezentralisierte Anordnung der Triebwerke, Betriebsstoffbehälter und anderer Lasten wesentlich gesteigert werden kann. Beide Massnahmen wirken sich allerdings nicht ganz so günstig aus, wie man auf den ersten Blick erwartet. Der Mechanismus der Auftriebserzeugung wird bei stark spitzendigen Flügeln immer eine völlige Luftkraftverteilung herbeiführen, als dem Flügelgrundriss entspricht, und für den Flug bei Mindestgeschwindigkeit können sich deswegen auch sehr unangenehme Flugeigenschaften einstellen. Die Dezentralisation der zu tragenden Lasten hat bei den Triebwerken, die notwendigerweise weit vor die Flügel Nase ausstrahlen müssen, erhebliche Verdrehmomente am Flügelmittlungsstück zur Folge, sodass sich der gesuchte Vorteil erst voll auswirken wird, wenn einmal die Anwendung des Fernantriebes eine günstigere Aufstellung der Motoren im Flügel erlaubt.

Durch die neuen Belastungsannahmen, die vor kurzem in den Bauvorschriften für Flugzeuge der meisten Staaten Eingang gefunden haben und statt einzelner voneinander unabhängiger Belastungsfälle kontinuierlich ineinander übergehende Belastungsbereiche vorsehen, stehen dem Konstrukteur wieder neue Wege offen, um nach günstigen Verhältnissen für geringe

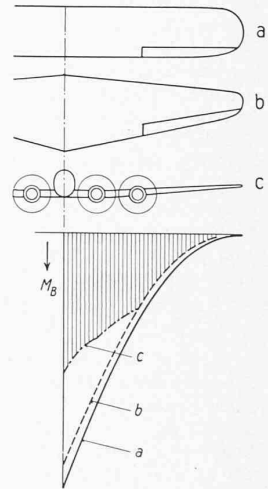


Abb. 1. Einfluss der Flügelgrundrissform und dezentralisierter Massenverteilung auf die Biegemomente M_B am Flügel.
a Normale Flügelform
b Spitzendiger Flügel
c Dezentralisierte Lasten

¹⁾ Vergl. «SBZ» Bd. 95, 1930, Seite 181* ff.

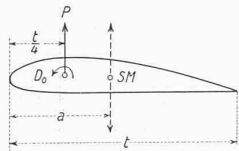


Abb. 2. Reduktion der Luftkraft P und des Luftkraftmomentes D_0 vom aerodynamischen Zentrum (in $1/4$ der Flügeltiefe) nach dem Schubmittelpunkt SM . Für die Beanspruchung sind wesentlich die im Schubmittelpunkt angreifende Querkraft $P = nG$ (n = Lastvielfaches, G = Fluggewicht) und das Verdrehmoment $D = D_0(q) - (a - t/4)P$ (q = Staudruck)

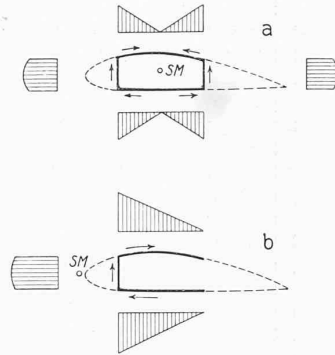


Abb. 3. Schubverteilung bei reiner Querkraftbiegung und Schubmittelpunkt SM für einen geschlossenen (a) und einen einseitig offenen (b) Flügelnkasten mit tragender Haut

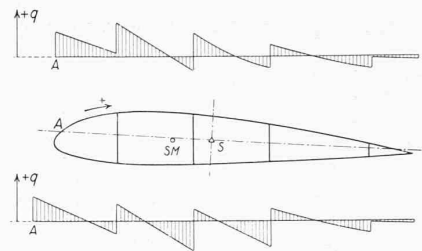


Abb. 4. Schubfluss q bei reiner Querkraftbiegung, Schubmittelpunkt SM und Schwerpunkt S für einen 4-stegigen Schalenflügel. Die Abmessungen entsprechen dem Flügel eines Douglas DC-2 Verkehrsflugzeuges, knapp ausserhalb der Flügeltrennstelle.

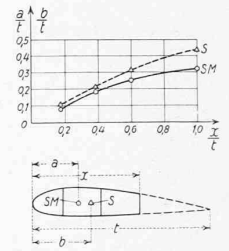


Abb. 5. Wanderung von SM und S bei Verschmälerung des als tragende Schale ausgebildeten Anteils der Flügeltiefe

äussere Kräfte und Momente zu suchen: Durch Anpassung der Lage der elastischen Axe im Flügel lässt sich die Auswirkung der aus der aerodynamischen Charakteristik folgenden Luftkräfte und -momente beeinflussen (Abb. 2). Ein Verschieben der elastischen Flügelaxe, d. h. der Verbindungslinie der Schubmittelpunkte der Flügelquerschnitte, längs der belastet der Flügel nur auf Biegung, nicht aber auf Verdrehung beansprucht wird, ist allerdings nicht so leicht möglich. Wohl zeigt Abb. 3 zwei sehr weit auseinanderliegende Grenzlagen für den Schubmittelpunkt eines geschlossenen und eines einseitig offenen Flügelnkastens mit voll tragender Haut. Der Uebergang von einer Grenzlage zur andern erfolgt jedoch nicht kontinuierlich. Solange der in Abb. 3b ausgefallene Steg noch einigermassen

schubsteif ist, wandert der Schubmittelpunkt bei der allmählichen Schwächung des Steges nur wenig, höchstens etwa 12 bis 20 % der Kastentiefe, nach vorn, um dann plötzlich umzuspringen, wenn der Steg ganz ausfällt. Abb. 3 ist aber ein warnendes Bild für die Gefahren, die aus der unvorsichtigen Schwächung eines Steges — etwa durch Kontrollöffnungen — entstehen können und die besonders schwerwiegend sind, weil gleichzeitig die Verdrehsteifigkeit des nicht mehr geschlossenen Kastens sehr stark abfällt. Auch der Schubmittelpunkt des mehrstegigen Flügelnkastens nach Abb. 4 lässt sich durch Aenderung der Stegquerschnitte, trotz den daraus folgenden starken Umlagerungen der eingezeichneten Schubverteilung, nur sehr wenig beeinflussen und es bedarf eines ziemlich radikalen Vorgehens (Abb. 5), um erhebliche Schubmittelpunktswanderungen zu erzielen. — Trotz der gezeigten Erschwerung, die ähnlich auch für die Holmgerüstflügel gilt, wird sich das Studium der angedeuteten Möglichkeiten für den Konstrukteur lohnen.

ED. AMSTUTZ

Aus dem Institut für Aerodynamik: Neue Untersuchungen über Autorotation von Flugzeug-Leitwerken

Vorbemerkung. Zum Aufgabenkreis des Institutes für Aerodynamik gehört die Mitwirkung bei Untersuchungen von Flugunfällen, soweit es sich um aerodynamisch-konstruktive Ursachen handelt. Nach langwierigen Vorarbeiten ist es dem Schulratspräsidenten geglückt, eine «Studienkommission für Flugwesen an der E. T. H.» zu schaffen, die neben den Vertretern der Wissenschaft auch solche aller am Flugwesen beteiligten Amtstellen aufweist und die die Koordination der wissenschaftlichen flugtechnischen Untersuchungen in der Schweiz bezweckt. Dank der Unterstützung durch diese Kommission ist es z. B. möglich gewesen, Unfalluntersuchungen weiter zu verfolgen, um, wenn möglich, zu *allgemeingültigen* Schlüssen zu gelangen, die auch für andere Fälle von Bedeutung sind. So entstand in unserem Institut u. a. eine umfangreiche Arbeit über Flügelschwingungen¹⁾; die nachfolgenden Ergebnisse stammen gleichfalls aus der Weiterführung von Kommissionsaufträgen.

*

Unter den Flugunfallursachen weisen die auf Trudeln (Vrille, spin) zurückzuführenden immer noch einen beträchtlichen Prozentsatz auf. Manche Flugzeuge können bei grossen Anstellwinkeln (beim «Ueberziehen») plötzlich in rasche Drehbewegung geraten und sich in Schraubenlinien nach unten bewegen. Das Gefährliche dieses nahezu stationär verlaufenden Absinkens ist die Unwirksamkeit aller Ruder, sodass bei geringer Ausgangshöhe der Boden erreicht ist, bevor die normale Fluglage wieder hergestellt werden kann. Unfälle dieser Art treten besonders häufig bei Schul- und Trainingsflügen auf. Die Luftfahrtforschung hat sich naturgemäss mit diesen Erscheinungen stark befasst, wobei es sich gezeigt hat, dass das Problem ungemein komplex ist. Immerhin hat man im Prinzip verstanden, dass die hohen Anstellwinkel, die sonst nicht aufrecht zu erhalten sind, durch Kreiselreaktionen des Flugzeuges während der Drehbewegung erzwungen werden. Die Drehursache selbst, die sog. Autorotation, ist aber noch nicht völlig geklärt. Eine dieser Ursachen liegt nun nach unseren Untersuchungen in merkwürdigen Strömungsvorgängen am Leitwerk. In einer kurzen Note²⁾ hat der eine von uns mitgeteilt, dass das Leitwerk, im Gegensatz zur bisherigen Annahme, durchaus nicht immer die Drehbewegung bremst, sondern diese sogar an-

fachen kann. Die Untersuchungen über diesen Effekt wurden nun weitergeführt und es soll hier kurz über die wichtigsten Resultate berichtet werden.

Die Messeinrichtung besteht im wesentlichen aus einer horizontalen, freigelagerten Welle, an deren Ende ein einstellbarer Arm bei verschiedenen Anstellwinkeln befestigt wird (Abbildung 1). Dieser Arm trägt das zu untersuchende Leitwerk, in einem Abstand R von der Drehaxe, der dem normalen Abstand zwischen Leitwerk und Schwerpunkt des Flugzeuges entspricht. Bei einer Drehung wird die Höhenflosse schräg von unten angeströmt, dadurch entsteht überraschenderweise auf der Oberseite des Höhensteuers eine Strömung in Richtung der Rotation, die auf das Seitenleitwerk trifft und so eine *antreibende* Kraft entwickelt. Die Grösse dieser Kraft und damit auch die Autorotationsdrehzahl hängen von der Lage und Anordnung des Seitensteuers und von der Form der Höhenflosse ab. Den Einfluss dieser verschiedenen Faktoren zu ermitteln, war der Zweck der Untersuchungen. Gemessen wurde hier die freie Autorotationsdrehzahl, bezw. das Verhältnis u/V der Umfangsgeschwindigkeit $U = \omega R$ eines festen Punktes zur Windgeschwindigkeit V . Dieser Punkt ist in Abb. 2 angegeben, er befindet sich in 40% der Profiltiefe t des Höhensteuers, $0,47$ m von der Drehaxe entfernt. Die Grundrissfläche der Höhenflosse war bei allen Versuchen gleich gross, nämlich $0,048$ m². Geändert wurde die Grundrissform der Höhenflosse, sodann Grösse, Form und Lage des Seitenleitwerkes, das hier durch einfache Blechscheibe dargestellt wurde.

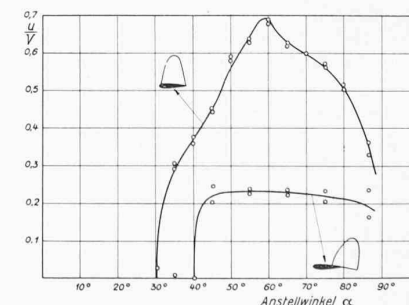


Abb. 3. Autorotations-Drehzahlen u/V in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α

In Bild 3 ist nun für zwei typische Beispiele das Verhältnis u/V der freien Autorotation in Abhängigkeit des Anstellwinkels α aufgetragen. Die Messungen sind für beide Drehsinne durchgeführt, wobei auftretende Unterschiede sich durch geringe Unsymmetrien des Modells erklären lassen. Bei den weiteren Versuchen wurde der Anstellwinkel α auf 60° eingestellt,

¹⁾ H. L. Studer: «Experimentelle Untersuchungen über Flügelschwingungen.» Mitteilungen aus dem Institut für Aerodynamik E. T. H. Heft 4/5, Verlag Gebr. Leemann & Co. A.-G., Zürich.

²⁾ F. de Haller: «Note sur l'autorotation d'un fuselage.» «SBZ», Bd. 110, Nr. 1 (3. Juli 1937).