

Belastungsversuche mit dem Jagdflugzeug D 3802 A

Autor(en): **Stadelmann, Werner**

Objekttyp: **Article**

Zeitschrift: **Schweizerische Bauzeitung**

Band (Jahr): **66 (1948)**

Heft 6

PDF erstellt am: **18.04.2024**

Persistenter Link: <https://doi.org/10.5169/seals-56666>

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.

Fassung, wie Spül- und Grundablässe und die Entleerung des im ausgeweiteten Ablaufstollen untergebrachten Sandfanges leicht erstellt werden konnten. Die mit verhältnismässig einfachen Mitteln durchführbaren Sondierarbeiten und die erfolgreiche Verwirklichung der Wasserfassung unter dem Tré-la-Tête-Gletscher sind in erster Linie auf diese ausserordentlich günstigen Verhältnisse zurückzuführen. Unter solchen Voraussetzungen darf der Bau einer Untergletscher-Wasserfassung als ausführbar angenommen werden.

Belastungsversuche mit dem Jagdflugzeug D 3802 A

Von Dipl. Ing. WERNER STADELMANN, St. Gallen

DK 629.135.0014

Das Jagdflugzeug D 3802 A wurde im Jahre 1941 durch die Kriegstechnische Abteilung des Eidgenössischen Militär-Departements (KTA) von Morane-Saulnier als Lizenz übernommen und in den Jahren 1942 bis 1945 durch die Dornier-Werke A.-G., Altenrhein umgearbeitet. Infolge der gestiegenen Anforderungen, die die Fliegertruppe an das Flugzeug stellte, war eine vollständige Umänderung des statischen und konstruktiven Aufbaues, der Bewaffnung und aller Geräte nötig, die einer völligen Neukonstruktion gleichzusetzen ist.

1. Beschreibung der Flugzeugkonstruktion

Das Flugzeug stellt einen freitragenden Tiefdecker, Bild 1 und 2, in moderner Schalenkonstruktion aus Leichtmetall dar. Die militärische Verwendung als Jäger zur Bekämpfung von Luft- und Bodenzielen im Tag- und Nachteinsatz, sowie als Jagdbomber mit einer Zuladung von 400 kg bedingte einen einfachen und robusten Aufbau. Die fliegerischen Eigenschaften werden als gut bezeichnet; sie zeigen viel Ähnlichkeit mit dem amerikanischen Typ «Mustang».

Der Flügel besteht aus einem tragenden Hauptholm, einem hinteren Hilfsolm mit dazwischenliegenden Rippen und aufgenieteter Blechhaut aus Duraluminium. Der als Blechträger mit Steg, Gurtwinkeln und Lamellen konstruierte Hauptholm übernimmt die Querkräfte und Biegemomente, während die 0,8 bis 1,8 mm starke und durch Profile versteifte Beplankung eine geschlossene Röhre bildet zur Aufnahme der Torsionsmomente. Im Flügel eingebaut sind die

Flügelkanonen mit der Munition, ferner die Bombenrecke, die Wasserkühler und das einziehbare Fahrwerk. Verschiedene Deckel und Öffnungen sorgen für gute Zugänglichkeit zu allen Teilen der Bewaffnung und der Steuerorgane.

Der Rumpf bildet eine Duralachse (Bild 10) von ungefähr elliptischem Querschnitt, deren Haut vorn 1,5 mm und hinten 0,7 mm stark ist. Die längsverlaufenden, winkelförmigen Stringer und die quergestellten Formspanten geben der dünnen Haut die nötige Steifigkeit zur Aufnahme von Druck- und Schubspannungen. Der Sitz des Piloten und der Benzin-tank sind gegen Beschuss durch Panzerplatten geschützt. Um Gewicht zu sparen, sind die Querruder sowie die Höhen- und Seitenflosse mit dem leichteren Elektron beplankt, während Höhen- und Seitenruder mit Stoff bespannt sind.

Die Brennstoffanlage umfasst einen Behälter unter dem Fussboden der Kabine und einen zweiten hinter dem Führersitz. Daneben kann durch Anhängen eines abwerfbaren Zusatztanks unter dem Rumpf die Reichweite um rd. 45 % vergrössert werden. Im Handgriff des Steuerknüppels sind alle Betätigungsknöpfe für Waffen und Bomben, sowie für die Bremsen und die drahtlose Telegraphie vereinigt.

Das Flugzeug besitzt die normalen Ausrüstungsgegenstände wie: elektrische Anlage, FT-Anlage mit fünf Wellenbereichen, Oel-Hochdruckanlage, Pressluftanlage, Höhenatmungsanlage, Signalaraketen, Gepäckraum, Heizung für Kabine und Waffen usw.

2. Hauptdaten

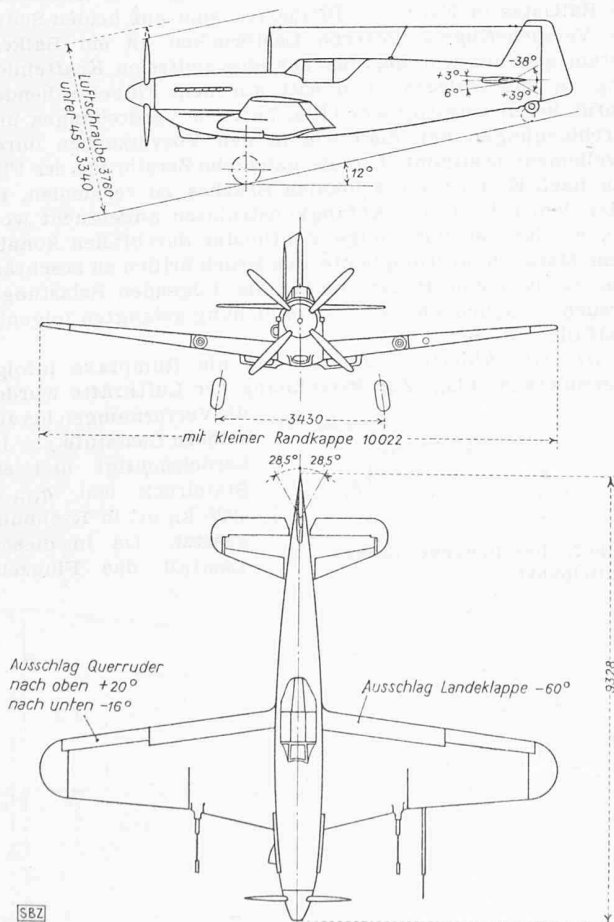
Abfluggewicht	als Jäger	3500 kg
	als Jagdbomber	3906 kg
Spannweite		10,022 m
Länge		9,308 m
Höhe		3,610 m
Flügelfläche		17,7 m ²
Motor-Nennleistung ¹⁾		1250 PS
Propellerdurchmesser ²⁾		3,1 m
Bewaffnung: 3 Hispano-Kanonen 20 mm Kaliber		
Maximale Geschwindigkeit	in 500 m Höhe	520 km/h
	in 6000 m Höhe	640 km/h
Steigzeit auf 6000 m Höhe		6,6 min
Praktische Gipfelhöhe		10 850 m
Reichweite in 500 m Höhe		540 km
Reichweite in 9150 m Höhe		790 km

¹⁾ Saurer-Motor, Typ YS-2, Beschreibung SBZ 1948, Nr. 1 und 2, S. 5*.
²⁾ Vierblättriger Escher Wyss-Verstellpropeller, Beschreibung SBZ Bd. 126, S. 179* (3. Nov. 1945), speziell Abb. 6, S. 199.

3. Bausicherheit

Zur Überprüfung der statischen Berechnungen und zum direkten Nachweis der Bausicherheit der Maschine wurden im Werk umfangreiche Belastungsversuche durchgeführt, wofür eine komplette Zelle mit Flügel, Rumpf und Leitwerk zur Verfügung gestellt wurde. Damit erlangte man die Gewissheit, dass das Flugzeug mit vollständiger Sicherheit dem Betrieb übergeben werden konnte.

Sämtliche für die Dimensionierung als massgebend anerkannten Flugzustände wurden in den Belastungsversuchen nachgeahmt und die berechneten Luft- und Massenkräfte in der genauen theoretischen Verteilung auf die einzelnen Bauelemente in Form von Bleiballast aufgebracht. Die für Flugzeuge massgebenden Bauvorschriften verlangten einen Sicherheitsfaktor von $j = 1,80$, d. h. bei der mit diesem Faktor multiplizierten «sichern Last» (max. Betriebslast) darf die Tragfähigkeit gerade erschöpft sein. Die darüber hinaus bis zum effektiven Bruch übernommene Last ergibt eine Reserve der Tragfähigkeit, die jedoch nicht zu gross sein darf, da sonst das Flugzeug überdimensioniert und zu schwer wird.



SBZ

Bild 2. Massbild 1:150

4. Das elastische Verhalten des Flügels

Um die elastischen Eigenschaften des Flügels zu studieren, wurden vorgängig den Bruchversuchen umfangreiche Deformationsmessungen durchgeführt. Dabei erfolgte die Belastung mit Einzelkräften und Einzeltorsionsmomenten, die mit hölzernen Profilscheren in das Tragwerk eingeleitet worden sind. Alle Verformungen hat man durch Nivellement bestimmt, wobei die Masstäbe zur Vergrößerung des Ausschlages an 5 m langen Latten auf dem Flügel befestigt waren. Die unvermeidlichen Neigungsänderungen am Versuchsgestell wurden mit Klinometern ermittelt, sodass alle Messergebnisse um das Mass der Nachgiebigkeit der Einspannung korrigiert werden konnten.

Der über der stufenweise gesteigerten Last P aufgetragene Verdrehwinkel φ nimmt rascher als proportional zu und bleibt andererseits beim Entlasten zurück (vgl. Bild 3). Die Differenz der Flächen innerhalb der Kurven für Belastung und Entlastung beträgt rd. 10 %, was für die Dämpfung charakteristisch ist.

Auf Bild 4a ist der Verlauf des Verdrehwinkels φ_{100} für ein Einzeltorsionsmoment $M_T = 100$ mkg dargestellt. Die daraus abgeleitete Verdrehnachgiebigkeit $1/T = 1/GJ_D$ ergibt wie ersichtlich eine gute Übereinstimmung mit den theoretisch ermittelten Werten, wobei sich im Bereich der Blechstöße und der Öffnungen Unstetigkeiten zeigen. Infolge Beulen in der Blechhaut an der Flügelspitze steigt die gemessene Kurve in diesem Bereich rasch an.

Als resultierenden Schubmittelpunkt SM (Bild 5) bezeichnet man den Angriffspunkt einer Kraft im Schnitt n einer beliebig geformten Röhre, der im benachbarten Schnitt m keine Verdrehung erzeugt. Er resultiert aus dem elastischen Verhalten des Flügels von der Wurzel bis zum Schnitt m und ist nicht identisch mit dem rechnerischen Schubmittelpunkt der linearen Theorie für ein Element einer zylindrischen Röhre. Er wird aus der Bedingung gefunden, dass im Schnitt m die Verdrehwinkel φ_m infolge der Einzellasten P' und P'' im Schnitt n proportional zu den Abständen dieser Lasten vom Schubmittelpunkt sind.

$$a_m = \frac{\varphi'_m}{\varphi'_m + \varphi''_m} b_m$$

φ'_m bzw. φ''_m sind die Verdrehwinkel im Schnitt m infolge P'_n bzw. $P''_n = 100$ kg im Schnitt n .

Für jeden Lastschnitt n kann der geometrische Ort der resultierenden Schubmittelpunkte experimentell bestimmt werden und die so erhaltenen Kurven bilden eine Art Einflusslinien zur Berechnung des Verdrehwinkels φ_n für eine beliebige Kraftverteilung P_m :

$$M_n = \sum P_m a_{nm}; \quad \varphi_n = \varphi_{100} \frac{M_n}{100}$$

wobei φ_{100} der Verdrehwinkel im Schnitt n infolge $M_n = 100$ mkg darstellt.

Als elastische Axe bezeichnet man den geometrischen Ort jener Punkte, auf dem man eine über die Flügelspannweite wandernde Einzellast bewegen muss, damit im jeweiligen Last-Querschnitt keine Verdrehung erzeugt wird. Die verschiedenen Messungen ergaben für diese elastische Axe keine eindeutige Linie, sondern den in Bild 6 dargestellten Streubereich, der durch das verschiedene elastische Verhalten des Flügels bei Belastung von oben und von unten bedingt ist.

Durch Anhängen einer Einzellast in den Schubmittelpunkten verschiedener Rippen konnte die Biegelinie des Flügels ermittelt werden. Ein Vergleich der gemessenen Biegelinie des Flügels mit der theoretischen Biegelinie für den Hauptholm allein ergibt für den letztgenannten um 17 % grössere Werte, was den Anteil der Flügelbeplankung und des Hinterholmes an der Biegesteifigkeit darstellt.

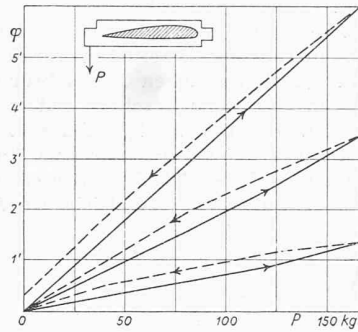


Bild 3. Verlauf des Verdrehwinkels in Abhängigkeit der Laststufe

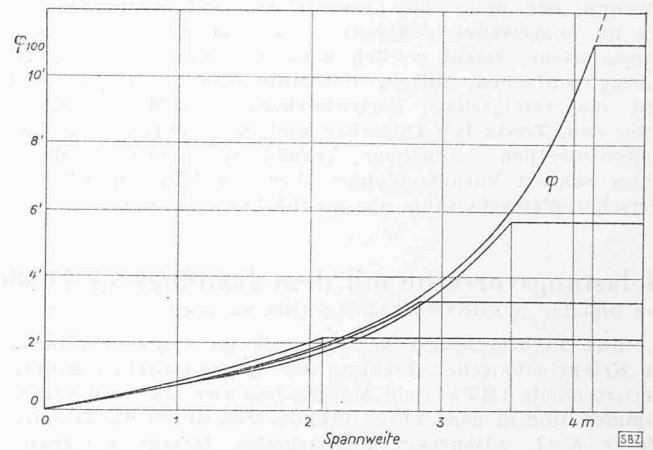


Bild 4a. Gemessener Verdrehwinkel infolge $M_T = 100$ mkg

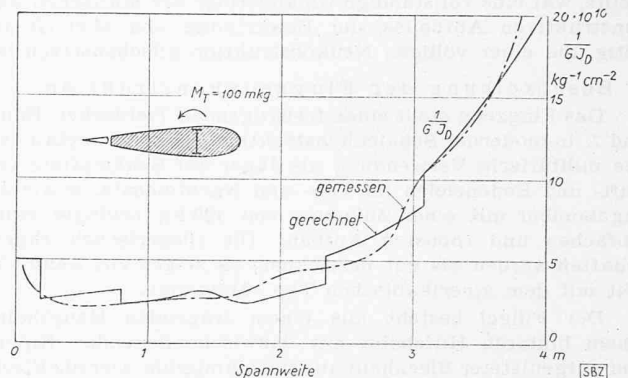


Bild 4b. Berechnete und aus dem gemessenen Winkel φ_{100} abgeleitete Verdrehnachgiebigkeit

5. Bruchversuche des Flügels

Für die Durchführung dieser Versuche hat man das Tragwerk in eine kräftige Konsole eingehängt. Zur Aufnahme des Ballastes in Form von Bleibarren sind auf beiden Seiten des Versuchsflügels hölzerne Lastbrücken an ein Balkensystem gehängt worden, das zur einwandfreien Krafteinleitung an eng verlegten und satt auf dem Flügel ruhenden Profilscheren befestigt war (Bild 7a). Die Verdrehungen und Durchbiegungen hat man wie in den Vorversuchen durch Nivellement bestimmt. Um die gänzliche Zerstörung des Flügels nach Eintritt eines lokalen Bruches zu vermeiden, ist unter dem Flügel eine Abfangkonstruktion angebracht worden, so dass er nur einige Zentimeter durchfallen konnte. Diese Massnahme ermöglichte, den Bruch örtlich zu beschränken, so dass eine Reparatur für die folgenden Belastungsversuche möglich war. Zur Untersuchung gelangten folgende Lastfälle:

a) «Gleichförmiges Rollen» um die Rumpfaxe infolge Querruderausschlag. Zur Berechnung der Luftkräfte wurden die Verformungen bis zur sichern Laststufe $j = 1,0$ berücksichtigt und ein Staudruck von $q_{virt} = 4220$ kg/m² in Rechnung gesetzt. Da in diesem Lastfall das Flugzeug

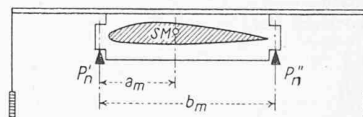


Bild 5. Resultierender Schubmittelpunkt

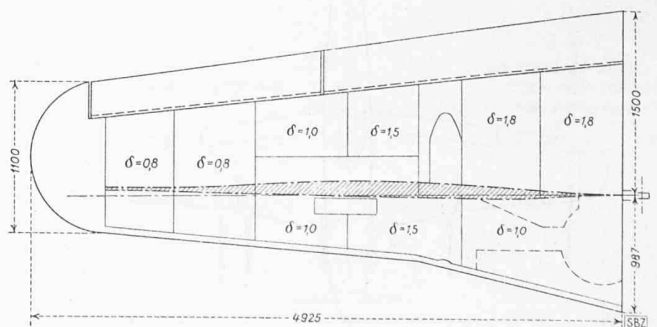


Bild 6. Flügelgrundriss mit Streubereich der elastischen Axen

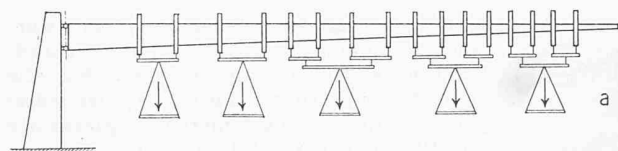
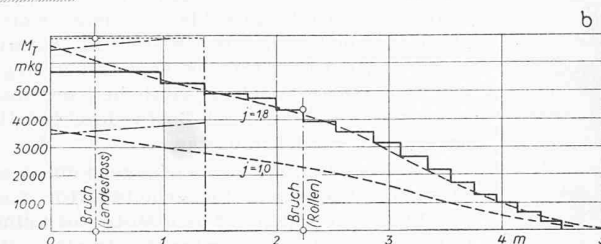
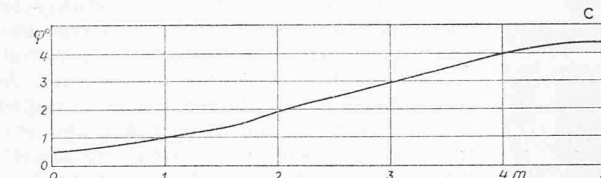


Bild 7 (links).
Bruchversuche am
Flügel.

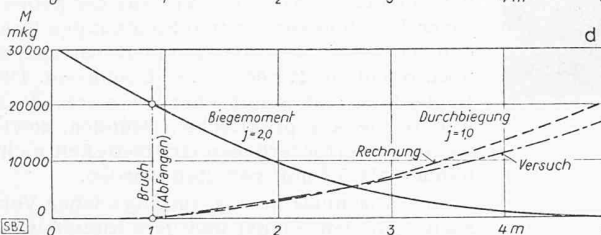
a) Anordnung der
Belastungen



b) Bei den Sicher-
heiten $j = 1,0$ und
 $j = 1,8$ auftretende
Torsionsmomente
(Legende siehe
unter Bild 7d)



c) Beim gleichförmigen
Rollens und
 $j = 1$ gemessene
Verdrehwinkel



Legende zu Bild 7b:

— bei Probelastung } für gleichförmiges Rollen
— nach Berechnung }
... bei Probelastung } beim Landestoss
... nach Berechnung }

sich im Sturzflug befindet, wirken nur verschwindend kleine Querkraft und Biegemomente, während die Torsionsmomente dimensionierende Werte annehmen (Bild 7b). Die Belastung wurde stufenweise bis $j = 2,0$ gesteigert und während zwei Stunden auf dem Flügel belassen. Nach weiterer Erhöhung der Last erfolgte der Bruch in einem Blechstoss in Flügelmitte, verursacht durch das Absprengen der Nietköpfe infolge einer tiefen Beule in dem 1,0 mm starken Hautblech. Der Verlauf der Verdrehwinkel längs der Spannweite ist auf Bild 7c dargestellt. Die nach der Entlastung verbliebenen Beulen waren gering.

b) «Landestoss» auf das Hauptfahrwerk. Dafür gelten folgende Grundlagen: Stosseschwindigkeit $v_{st} = 5,00$ m/s, Stosslastvielfaches $n = 3,67$. Zwischen Rumpf und Fahrwerk wird in diesem Fall ein massgebendes Verdrehmoment erzeugt (Bild 7b). Die Last konnte bis 8% über die vorgeschriebene Bruchgrenze gesteigert werden, worauf der Bruch an der Flügelwurzel eingeleitet wurde, indem eine 5 cm tiefe Falte im 1,8 mm starken Hautblech das Wegsprengen seiner Anschlussnieten verursachte (Bild 8).

c) Das «Abfangen» aus dem Sturzflug bei gleichzeitigem Querruderausschlag ergibt eine kombinierte Beanspruchung. Es wird in diesem Falle nur mit $\frac{1}{8}$ des maximalen Wertes

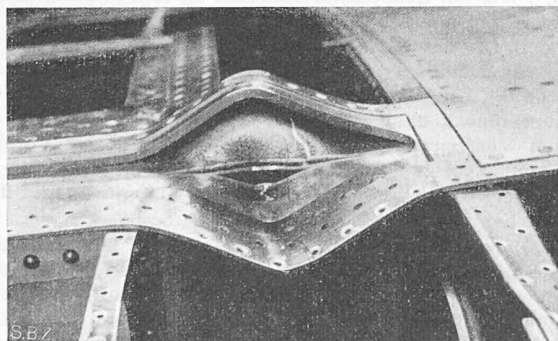


Bild 9. Bruchstelle des Hauptholms bei maximalem Biegemoment infolge Ausknicken des Druckgurtes

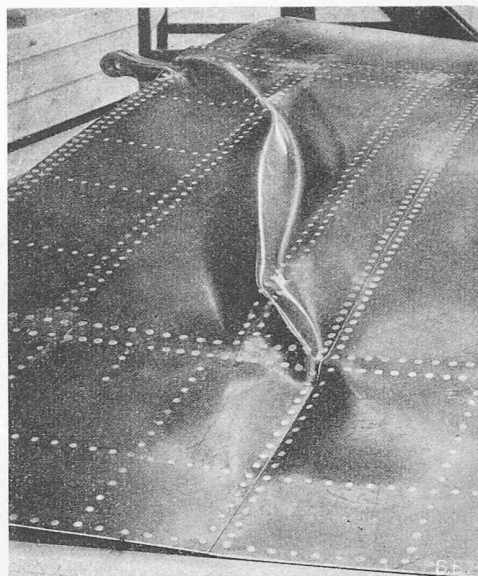


Bild 8. Bruchstelle bei maximalem Torsionsmoment. Das 1,8 mm starke Blech ist 50 mm tief gefaltet

berücksichtigt und verursacht hauptsächlich Biegemomente, während der Querruderausschlag Verdrehmomente erzeugt, so dass gleichzeitig in der Flügelhaut extreme Normal- und Schubspannungen auftreten. Zum Nachweis der Bausicherheit wurde der Flügel

bis zur vorgeschriebenen Bruchsicherheit $j = 1,8$ belastet, während eine Forcierung des Bruches unterblieb. Die gemessenen Durchbiegungen zeigen fast geradlinigen Verlauf, was auf den geringen Einfluss der Beulen hinweist, die nur vereinzelt auf der gedrückten Flügeloberseite in Erscheinung traten.

d) Beim «reinen Abfangen» des Flugzeuges aus dem Sturzflug muss für Jäger im sichern Belastungszustand $j = 1,0$ mit einem Lastvielfachen von $n = 6$ gerechnet werden. In diesem Lastfall wird der Flügel bei verschwindend kleinen Torsionsmomenten mit den grössten Querkraften und Biegemomenten beansprucht, die für das Dimensionieren des Hauptholms massgebend sind (Bild 7d). Die gemessene Durchbiegung für den Sicherheitsfaktor $j = 1,0$ ist auf dem gleichen Diagramm dargestellt. Zum Vergleich ist auch der gerechnete Wert der Holmdurchbiegung unter Berücksichtigung eines mittragenden Hautstreifens von 30 cm Breite aufgetragen. Der Bruch erfolgte nach Ueberschreiten der Laststufe $j = 2,0$, was einem Lastvielfachen von $n = 6,67$ bei einem Sicherheitsgrad von 1,8 entspricht, also 11% mehr als gefordert. Bild 9 zeigt die Bruchstelle; der aus Lamelle und Gurtwinkeln bestehende Druckgurt des Hauptholms ist ausgeknickt und abgedreht.

Die Untersuchung des Materials des Versuchsflügels ergab folgende Werte:

Holmsteg Avional D:

$$\sigma_{Streck} = 39,0 \text{ kg/mm}^2, \quad \sigma_{Br} = 46,7 \text{ kg/mm}^2$$

Gurtwinkel Avional SK:

$$\sigma_{Streck} = 36,4 \text{ kg/mm}^2, \quad \sigma_{Br} = 53,3 \text{ kg/mm}^2$$

Gurtlamelle Avional SK:

$$\sigma_{Streck} = 35,8 \text{ kg/mm}^2, \quad \sigma_{Br} = 53,0 \text{ kg/mm}^2$$

Mittlerer Elastizitätsmodul: $E = 729\,000 \text{ kg/cm}^2$

6. Bruchversuche des Rumpfes

Der Rumpf wurde für diese Versuche an seinen Flügelanschlussbeschlägen auf einem Stahlgerüst befestigt. Die als Ballast dienenden Bleimasseln wurden teils angehängt, teils direkt auf die Konstruktion gelegt. Die zur Prüfung gelangten Belastungsfälle konnten nur bis zum Sicherheitsfaktor $j = 1,8$ belastet werden. Eine weitere Steigerung der Last war nicht mehr möglich, da der nötige Raum fehlte, um die Bleimasseln unterzubringen. So konnte für alle massgebenden Flugzustände die Bausicherheit nachgewiesen werden, dagegen war es nicht möglich die effektive Tragfähigkeit und die schwächste Stelle in der Konstruktion festzustellen.

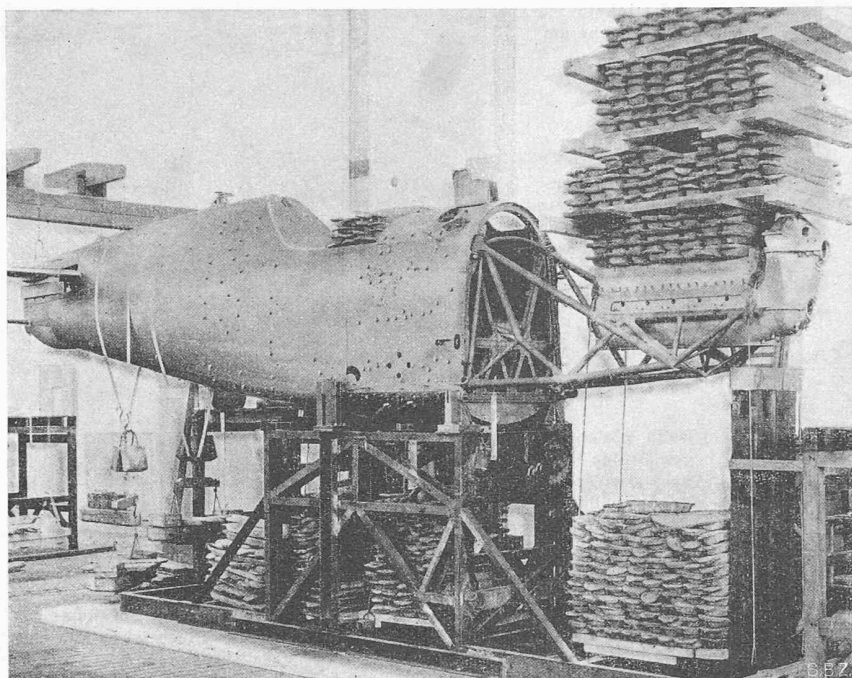


Bild 10. Rumpfbelastung im Falle «Abfangen aus dem Sturzflug» mit $f = 1,25$ (14 t Blei)

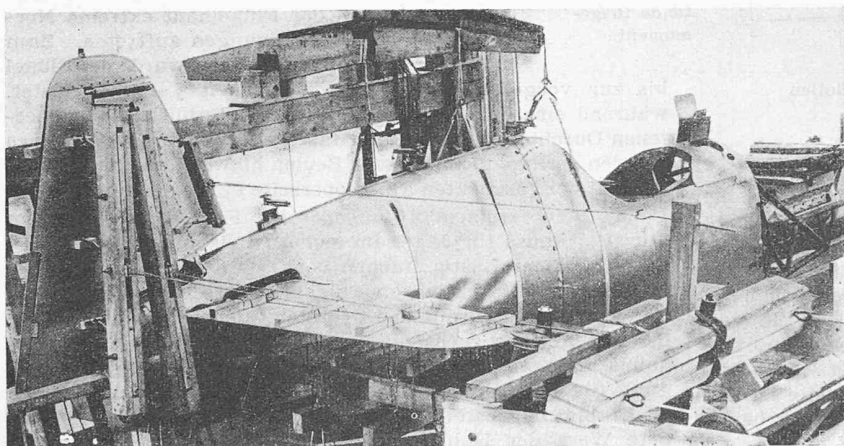


Bild 11. Rumpfbelastung mit Sicherheitsfaktor $j = 1,8$. Beachte die Beulen in der 0,7 mm starken Haut, die rein elastischer Art waren

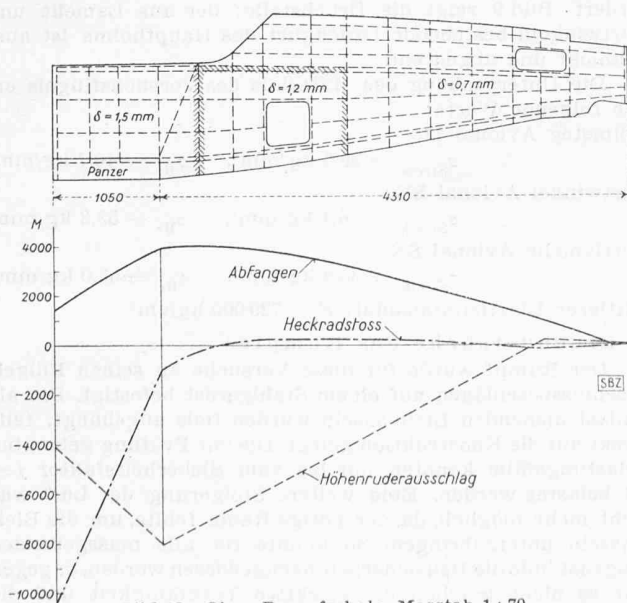


Bild 12. Oben Rumpfschale, Masstab 1:70
Unten Biegemomente bei den verschiedenen Belastungsarten

Folgende Lastfälle sind untersucht worden: Abfangen aus dem Sturzflug, Heckrad-Landestoss, Höhenruderausschlag. Sie alle erzeugten in bestimmten Rumpfpartien massgebende und dimensionierende Querkkräfte und Biegemomente (Bild 12). Der Lastfall infolge Seitenruderausschlag, sowie die Kombination von Höhen- und Seitenruderbetätigung bewirkten infolge exzentrischer Lage der Seitenflosse noch zusätzliche Torsionsmomente, so dass diese Zustände ebenfalls untersucht werden mussten.

Zur Nachahmung des Abfangens aus dem Sturzflug bei einem Sicherheitsfaktor von $j = 1,8$ wurde allein auf dem Motorbock eine Last von 16000 kg aufgebracht. In allen mit dem Rumpf durchgeführten Belastungsversuchen konnten bei einem Sicherheitsfaktor von $j = 1,8$ keine Brucherscheinungen festgestellt werden. Die Beulen in der Haut, die in der Regel den baldigen Bruch anzeigen, waren durchwegs elastischer Art und sind nach erfolgter Entlastung wieder vollständig verschwunden. Auch der Verlauf der gemessenen Durchbiegungen und Spannungen lässt den Schluss zu, dass die Rumpf-Konstruktion noch reichliche Reserve in sich schliesst. Die Beplankung ist somit eher zu stark, doch konnte sie aus praktischen Gründen, sowie wegen der erforderlichen Griffestigkeit nicht dünner als 0,7 mm gehalten werden.

Im Anschluss an die umfangreichen Versuche mit dem Flügel und dem Rumpf wurden in gleicher Weise auch das Höhen- und Seitenleitwerk, sowie die Ruder, Klappen und deren Lager bis zum Bruch belastet. Die besonders wichtigen Anschluss-Beschläge für den Flügel und den Motorbock, die mit einem Kräftezuschlag von 25% dimensioniert wurden, waren Gegenstand eingehender Pulsversuche. Das Fahrwerk wurde in einer Fallhammer-Anlage einer statischen und dynamischen Prüfung unterzogen, um die Festigkeit und vor allem das Arbeitsvermögen von Pneu und Federbein beim Landestoss von 5,0 m/s zu ermitteln.

Die Versuchseinrichtungen hatten entsprechend der nur einmaligen Aufgabe behelfsmässigen Charakter und bestanden durchwegs aus Holz. Für die zu erwartende Entwicklung moderner Düsenjäger mit wesentlich gesteigerten Geschwindigkeiten werden die nicht zu umgehenden Belastungsversuche noch grösseren Umfang annehmen und die improvisierten Holzvorrichtungen können nicht mehr genügen.

MITTEILUNGEN

Horizontale Grundwasserfassungen. Die Veröffentlichungen von Ing. M. Wegenstein und Ing. Dr. H. Fehlmann auf S. 603* bzw. 670* letzten Jahrgangs haben einen Briefwechsel zur Folge gehabt, dem wir nur die Feststellung entnehmen, dass der Schachtdurchmesser an sich mit dem System der Horizontalbohrung in keinem Zusammenhang steht und dass sich für die Rückführung von Wasser in den Grundwasserträger beide Systeme eignen. Die Ergebnisse der Pumpversuche in Kiesen haben die Wasserversorgung der Stadt Bern veranlasst, auch die übrigen drei Brunnen nach dem gleichen Verfahren auszuführen. Ein endgültiger Vergleich der beiden Systeme wird erst möglich sein, wenn sie auf Grund ihrer Anwendung in der Schweiz anhand ausgeführter Anlagen beurteilt werden können.

Schülerwettbewerb für Landesplanung. Die VLP veranstaltet während dieses Winters einen grossen Schülerwettbewerb, um den Planungsgedanken auch in die Jugend hineinzutragen. Teilnahmeberechtigt sind Schüler der ganzen Schweiz von der vierten Primar- bis zur dritten Sekundarschulklasse. Der Wettbewerb läuft unter dem Thema «Wie wünsche ich mir meine Heimat». Die Mitwirkenden sehen