

HENSCHEL HEFT

HENSCHEL FLUGZEUG-WERKE A. G. — SCHÖNEFELD BEI BERLIN-GRÜNAU

Herausgeber: Henschel Flugzeug-Werke A. G.

Umschlag: Prof. Tobias Schwab, Berlin

Gestaltung: Helmut Roehlike, HFW.

Farbaufnahmen: Erich Retzlaff, Berlin

Aufnahmen: Bildstelle HFW.

Herstellung: Vieweg & Sohn, Braunschweig

INHALT

Geleitwort Walter Hormel

Serienfertigung im Flugzeugbau
Dipl.-Ing. Karl Frydag

Die Entwicklung
und der Stand von Betriebsmitteln
im Metallflugzeugbau Ing. Otto Oeckl

Herstellung von Elektrongesenken
im Metallflugzeugbau Ing. Otto Oeckl

Elektrische Leitungsverlegungen in
Flugzeugen Ing. Fritz Borchert

Die Rolle von Forschung
und Versuch in der Praxis des
Flugzeugbaues Dr.-Ing. Karl Rühl

Z U M G E L E I T !

Henschelhefte auf dem Gebiete des Lokomotiv- und Automobilbaues sind den Fachkreisen und Freunden der Henschel & Sohn G. m. b. H. seit Jahren bekannt.

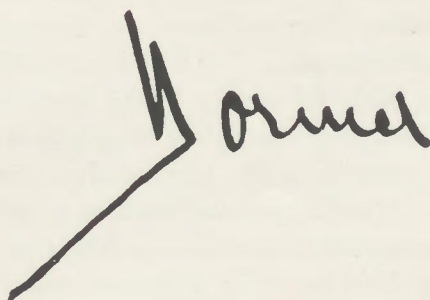
Mit diesem Heft beginnt die Henschel Flugzeug-Werke A.G. Veröffentlichungen, die in zwangloser Reihenfolge erscheinen sollen.

Die Henschelhefte sollen:

- a) in einer Zeit stürmischer technischer Entwicklung Dinge auch historisch festhalten,
- b) durch die Mitteilungen unserer Erfahrungen und Gedanken den Flugzeugbau anregen und die Entwicklung des Flugzeugbaues fördern helfen.

Bei der Gründung unserer Firma waren unsere ersten Mitarbeiter vornehmlich alte Praktiker des Metallflugzeugbaues und somit der Metallflugzeugbau das Gegebene, aber alle waren sich über folgendes im klaren:

- a) Der Preis des Metallflugzeuges muß ganz erheblich gesenkt werden (es ist unmöglich, daß ein Einzelteil soviel kostet wie ein Automobil),
 - b) es müssen Fabrikationsmethoden gefunden werden, die erlauben, schnell und billig die durch die Erkenntnisse der Aerodynamik dauernd wechselnden Formen herzustellen,
 - c) die auf dem Marktbefindlichen Maschinen, Werkzeuge und Geräte genügen nicht oder unvollkommen den Forderungen des Metallflugzeugbaues.
- Über die Maßnahmen, die sich aus diesen Erkenntnissen ergaben, soll u. a. in den Henschelheften berichtet werden.

 H. Henschel

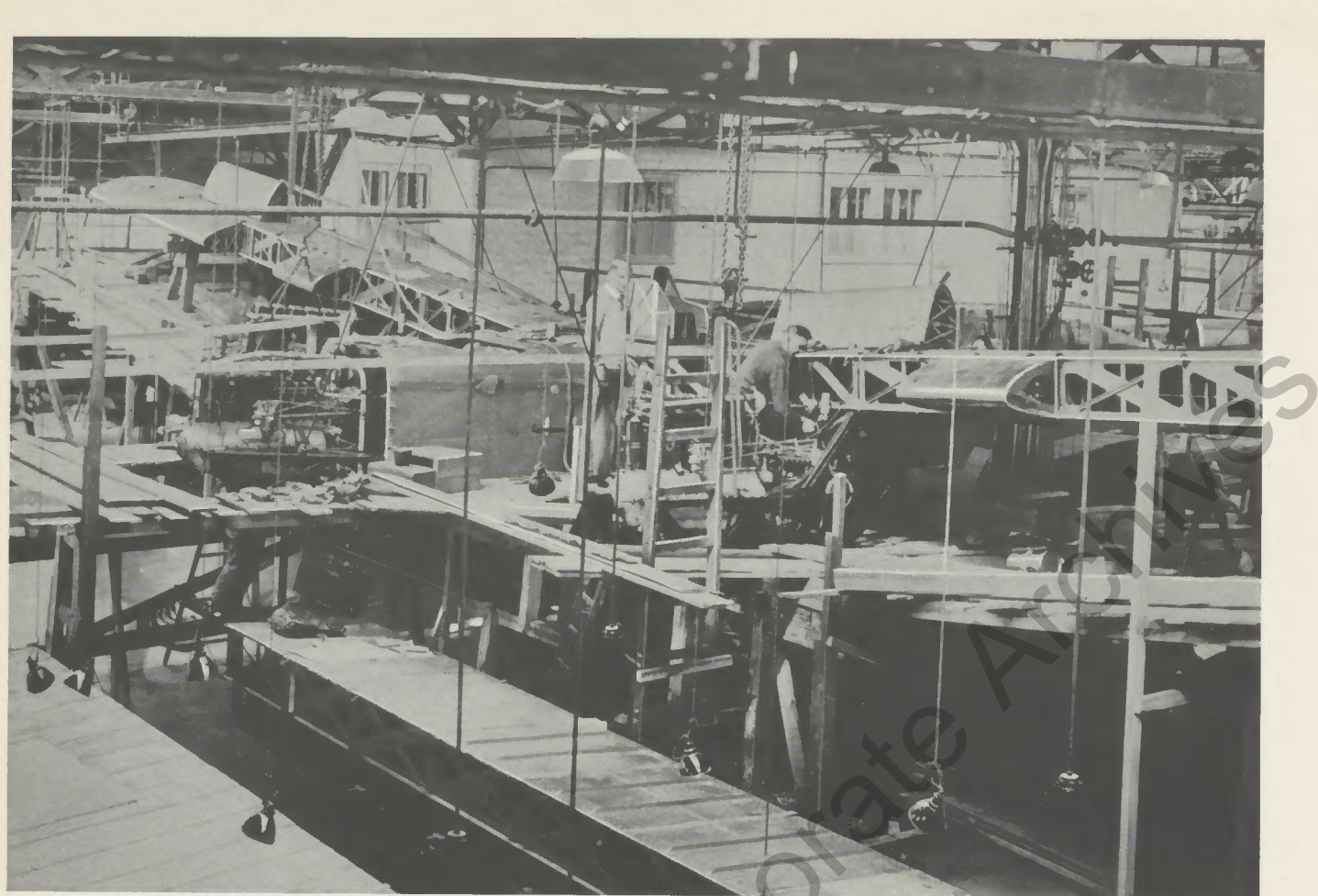


Abb. 1. So sah es früher in einem Flugzeugwerk aus

Serienfertigung im Flugzeugbau

Dipl.-Ing. K. Frydag

Im Anfange war die Praxis, und viel später kam die Organisation. Das heißt, die aus dem Handwerk erwachsende Industrie schuf sich, als sie über den Rahmen des kleineren Handwerksbetriebes hinauswuchs, als sekundäre Maßnahme eine Organisation, die es ihr ermöglichte, den Arbeitsfluß zwangsläufig so zu gestalten, wie er den Fertigungsanforderungen entspricht.

Das war so in der Maschinenindustrie wie auch in der Flugzeugindustrie.

Nach dem Weltkriege entwickelten die führenden deutschen Flugzeugfirmen die Grundlagen zum Metallflugzeugbau. Der Bau der ersten Metallflugzeuge blieb auf wenige Stücke beschränkt, die in rein handwerklicher Weise hergestellt wurden. Mit der Ausbreitung des Luftverkehrs, denn bei den ersten Metallflugzeugen handelte es sich um Verkehrsmaschinen, kam man zu kleineren Serien. In dieser Zeit war eine Serie von zehn Maschinen

schon etwas ganz Großes. Die Firma, die einen derartigen Auftrag erhielt, wurde allgemein beneidet.

Man nannte zwar damals zehn Maschinen eine Serie, aber von Serienfertigung konnte selbstverständlich keine Rede sein. Spezialmaschinen gab es für unsere Zwecke nicht, und die Betriebsmittel, Vorrichtungen usw. wurden auf einen möglichst kleinen Umfang beschränkt.

Ein Flugzeug bestand schon damals aus einer unendlichen Anzahl von verschiedenen Teilen. Es ist selbstverständlich, daß also Vorrichtungen nur für die Hauptteile Rumpf, Flügel und Leitwerk in Frage kamen und dazu noch in primitivster Ausführung. Austauschbar waren die Teile des Flugzeuges nicht oder nur mit Nacharbeit. Die geringen Stückzahlen konnten die Kosten für Betriebsmittel im heutigen Sinne nicht tragen. An Spezialwerkzeugmaschinen hatte man höchstens eine Ziehbank zum Ziehen der Duralprofile.



FLÄCHENBAU HS 126

Abb. 1 veranschaulicht, wie es damals in einer Flugzeugfabrik aussah, und zwar in einer sehr guten. Trotzdem die einzelnen Baugruppen Flügel, Rumpf, Triebwerk noch nicht fertig sind, ist das Flugzeug soweit wie möglich montiert. Die Vollendung der Einbauten geschieht einfach durch Anpassen.

Abb. 2 zeigt den Zusammenbau eines Hinterflügels ohne Vorrichtung einfach auf einem Tisch. Er wird später mit dem Mittelflügel zusammengepaßt; also weit entfernt vom Serienbau.

Vom Jahre 1933 ab wurde das anders. Die Flugzeugfabriken standen vor großen Aufgaben, und es konnte eine tatsächliche Serienfertigung in die Wege geleitet werden. Ein Vorbild für Serienfertigung gab es zu dieser Zeit, wie gesagt, noch nicht, auch nicht im Auslande. Die im Autobau üblichen Verfahren waren nicht ohne weiteres anwendbar, da ein Flugzeug ganz andere konstruktive Voraussetzungen hat als ein Auto und außerdem derartige Stückzahlen, wie der Autobau sie hat, wiederum nicht produziert werden. Dafür ist das Flugzeug in seiner Herstellung sehr viel umfangreicher und besteht aus etwa acht- bis zehnmal soviel Einzelteilen wie ein Auto.

Erschwerend und in der Fabrikationsplanung zu berücksichtigen war bei der Aufnahme des Serienbaues die Tatsache, daß die neuen Flugzeugfabriken nach Luftschutzrücksichten, also weit auseinander gezogen, gebaut werden mußten. Man ging im allgemeinen so vor, daß man nach fachlichen Gesichtspunkten einzelne Fabrikationsabteilungen einrichtete, z. B. einen zentralen Teilbau, bestehend aus Zuschneiderei, Teilschlosserei und

Teilklempnerei. Diese Teilbauabteilungen belieferten den Rumpfbau, den Flächenbau und die Montage. Bei der Fabrikationsplanung des Werkes Schönefeld der Henschel Flugzeug-Werke A. G. wurde von vornherein den Schwierigkeiten Rechnung getragen, die die weit auseinander gezogene Luftschutzbauweise des Werkes bringen mußte. Es gibt in Schönefeld nicht eine Teilklempnerei oder eine Teilschlosserei, sondern jede Halle hat ihren Teilbau, jede Halle ist möglichst autark. In der Halle Flächenbau werden z. B. auch alle Einzelteile gemacht, die zur Fläche gehören. Im Gegensatz zum System des zentralen Teilbaues wird durch unser System der unendliche Transport von Einzelteilen vermieden, und nur große Aggregate, z. B. komplette Holme oder Flächen oder Leitwerke, werden transportiert.

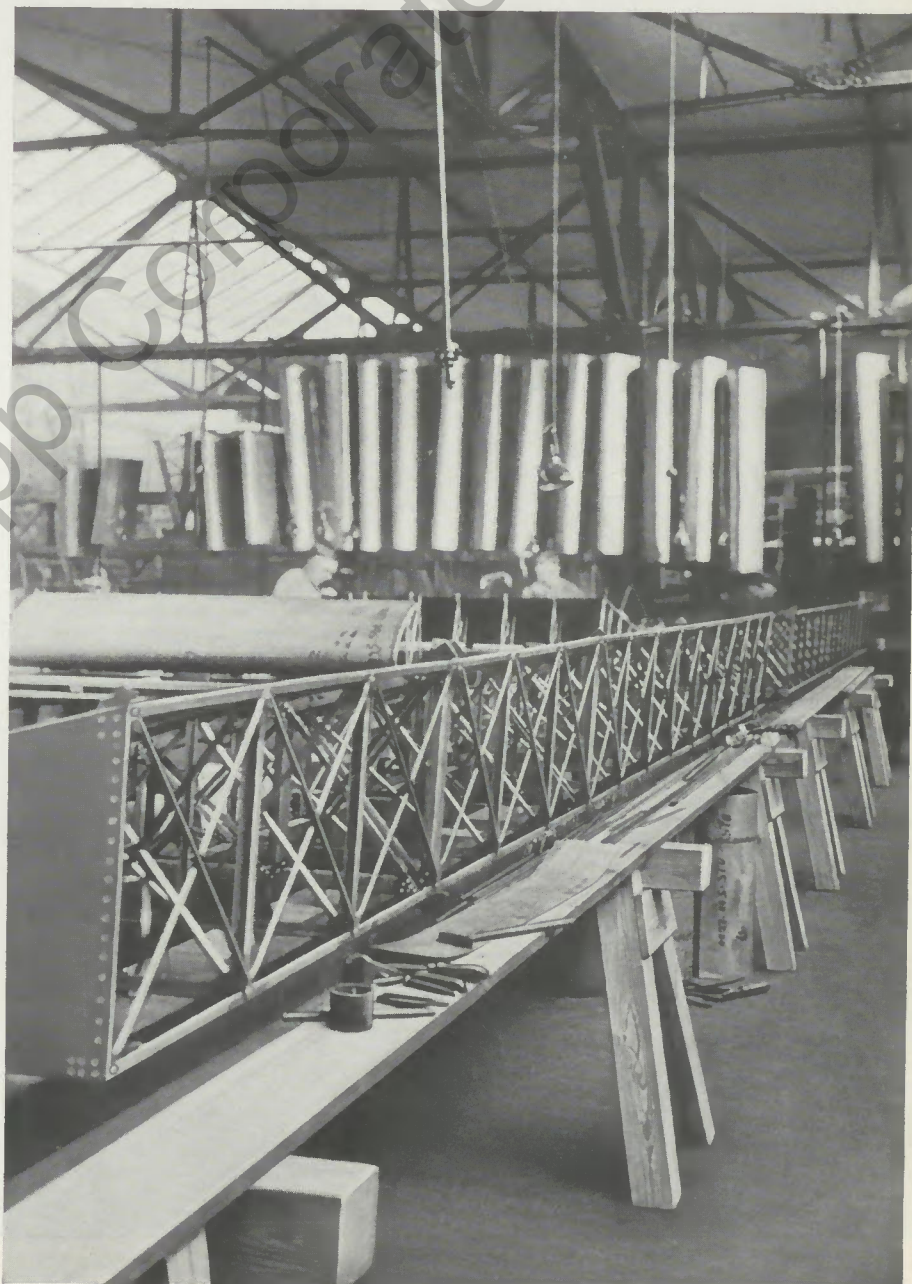


Abb. 2. Wie früher ohne Vorrichtungen gebaut wurde

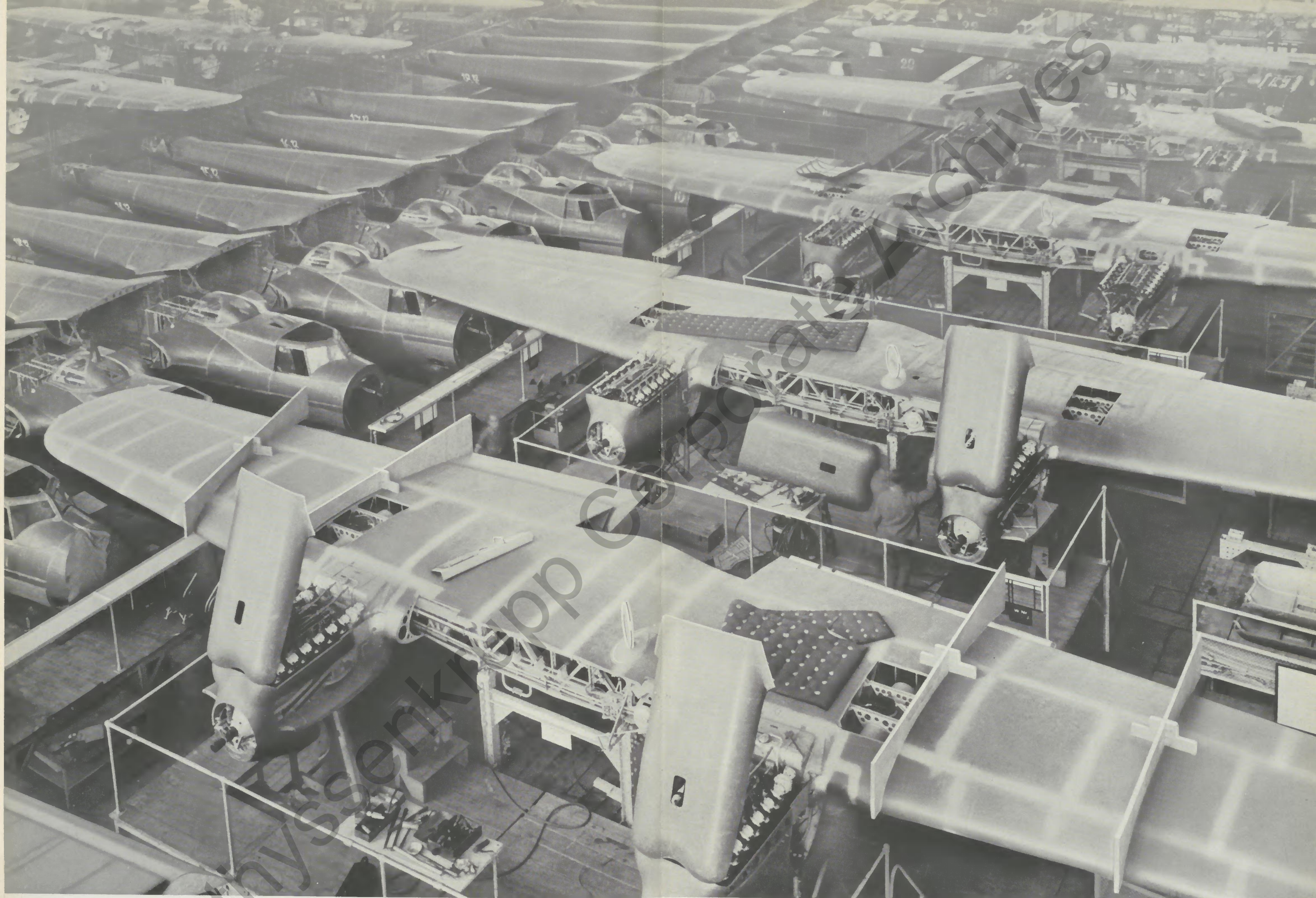


Abb. 3. Vormontage von Rümpfen und Flächen

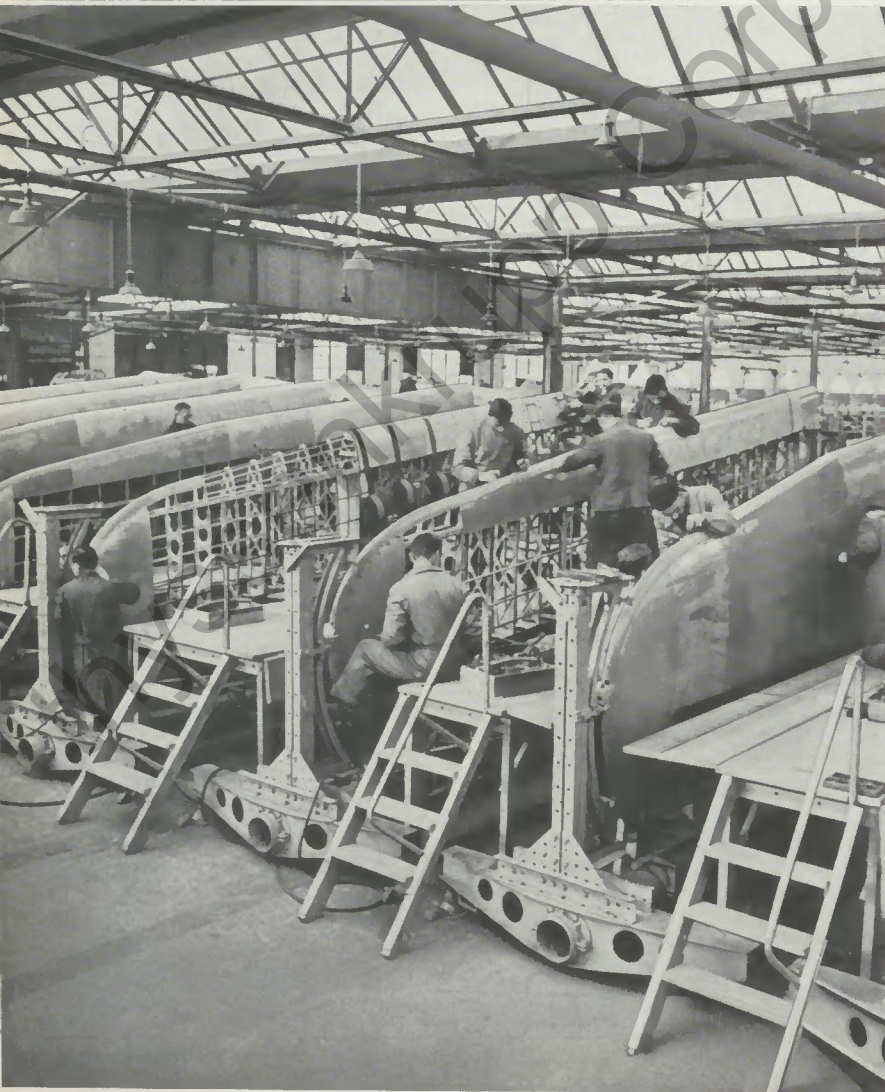
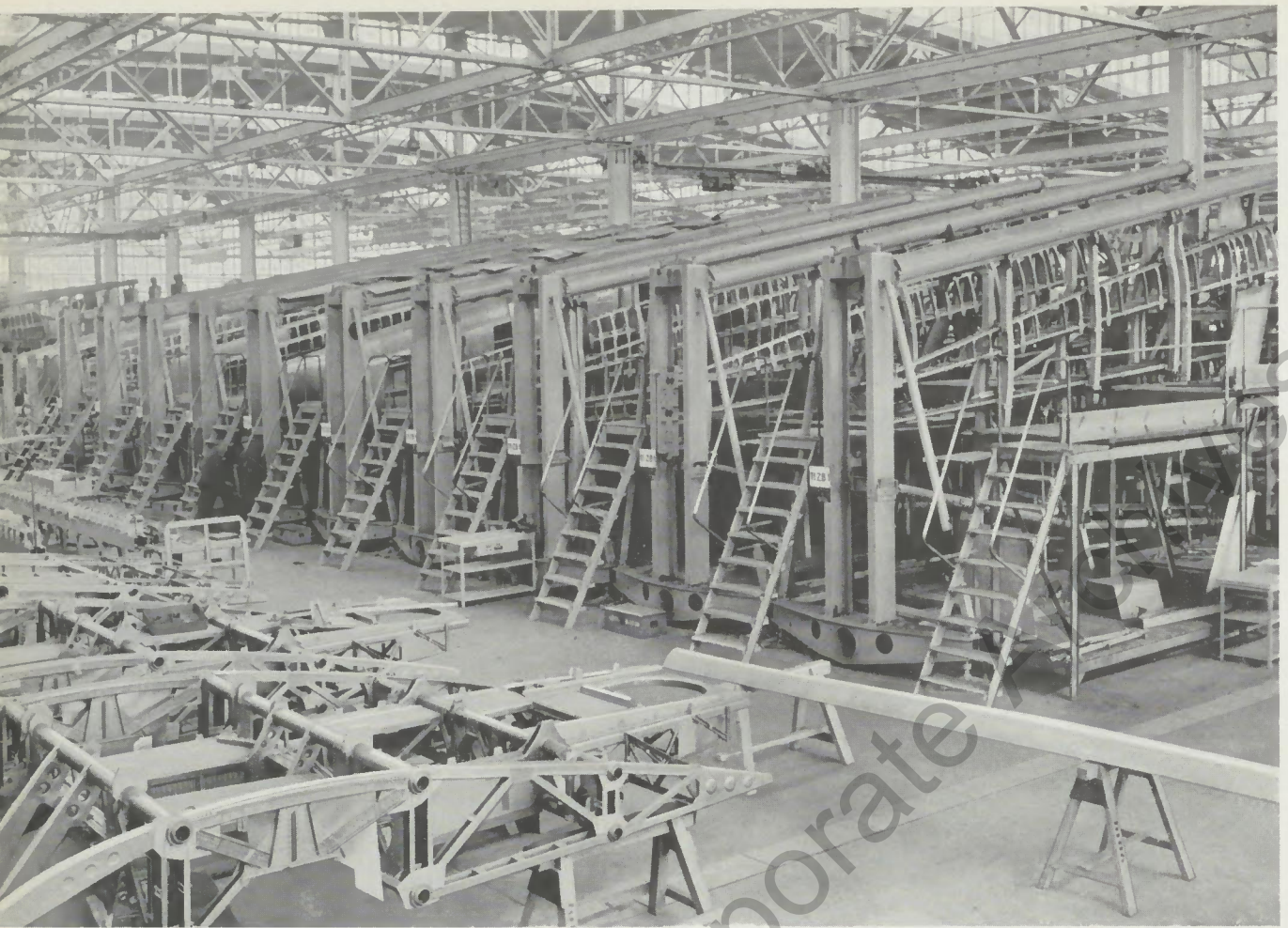


Abb. 4 und 5 zeigen den Flächenbau der Ju 86 und der Hs 126. Die Mitte der Halle wird von den großen Hellingen eingenommen, während an den Seiten der Teilbau stattfindet, der den Flächenzusammenbau beliefert. Was eine derartige Aufteilung für die terminliche Abwicklung bedeutet, braucht nicht gesagt zu werden.

Neue Wege beschritt man aber auch in der Montage. Man teilte sie zunächst in eine Vormontage und Flugmontage.

In der Vormontage treffen die fertigen Rümpfe und fertigen Flächen ein. Rümpfe und Flächen lagern getrennt auf Transportgestellen, und es wird in ihnen alles eingebaut, was zum fertigen Flugzeuge gehört (Abb. 3, 6 und 7). Die Leitungstrennstellen zwischen Rumpf und Flügel werden nach

Abb. 4. Flächenbau Ju 86 in Schönefeld

Abb. 5. Flächenbau Hs 126 in Johannisthal



RUMPFBAU HS 126

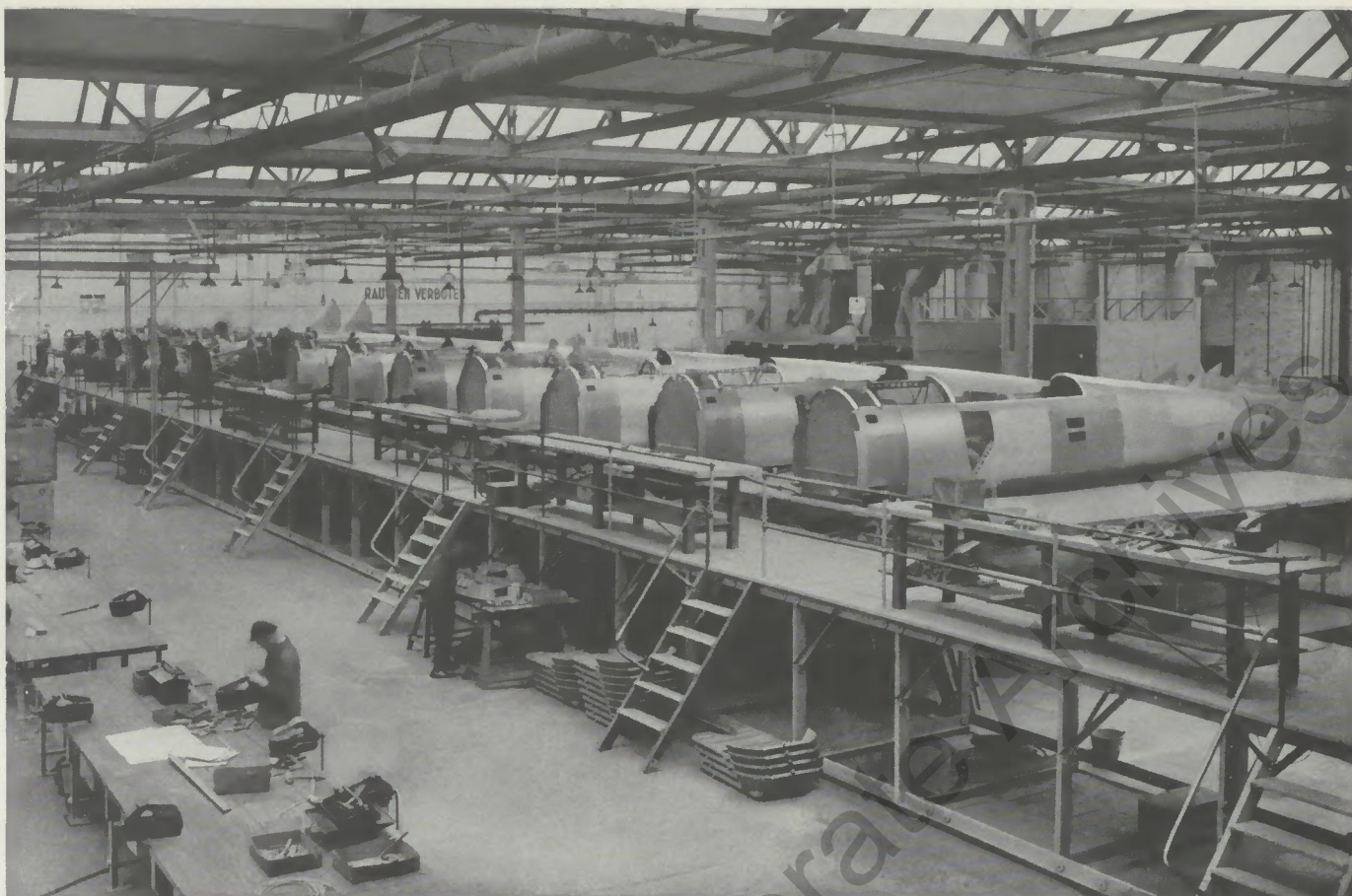
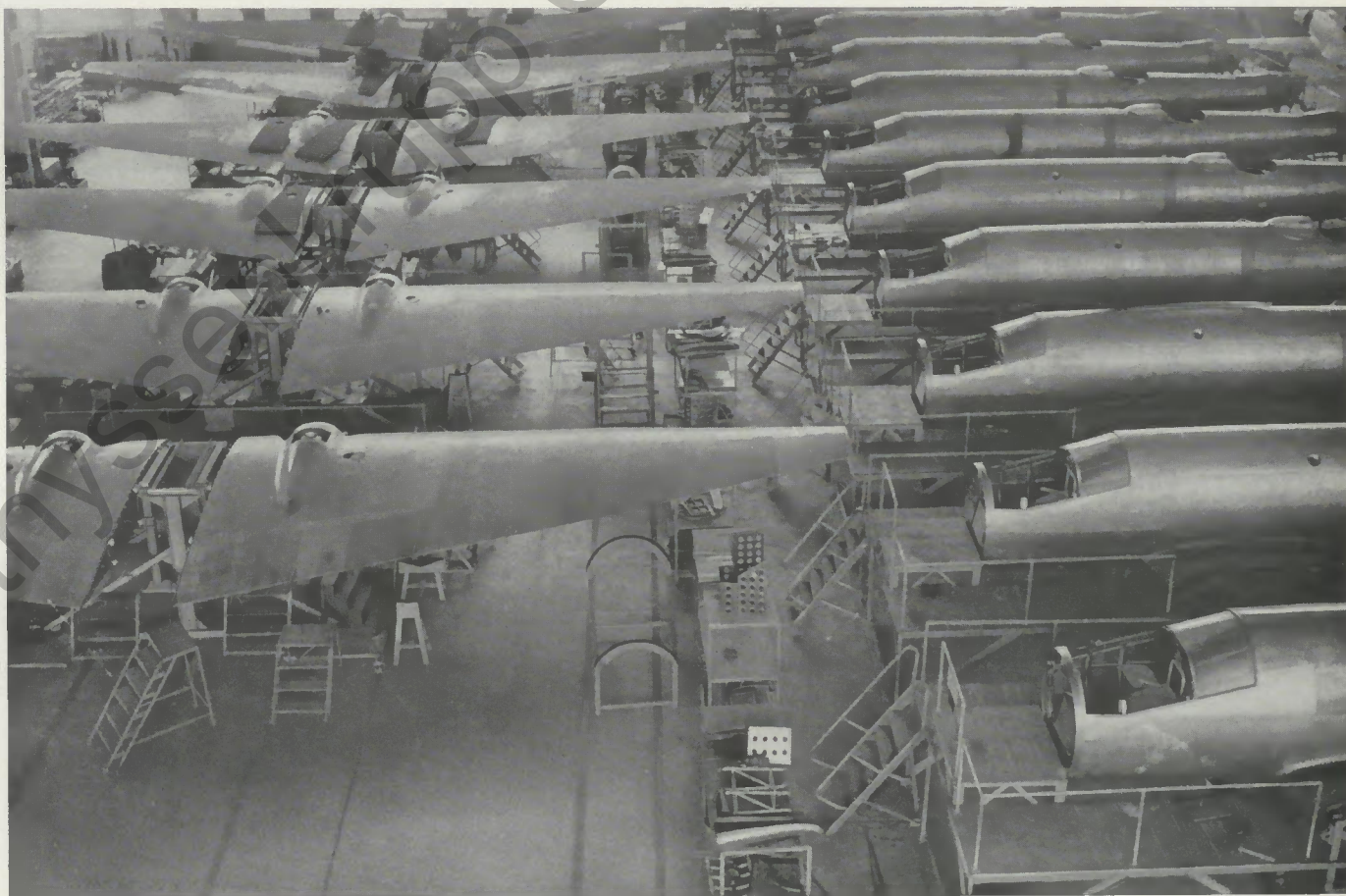


Abb. 6. Taktstraße. Vormontage der Rümpfe Hs 126

Abb. 7. Zwei Taktstraßen. Vormontage der Flächen und Rümpfe Ju 86

Lehren montiert, um absolute Austauschbarkeit zu gewährleisten. Der Vorteil des getrennten Montierens liegt in einer erheblichen Raumersparnis. Bei der oben beschriebenen Art der Vormontage können in einem bestimmten Raum zwanzig große zweimotorige Maschinen zu gleicher Zeit vor-



montiert werden, während, nachdem Rumpf und Flügel vereinigt sind, die gleiche Grundfläche nur neun Maschinen aufnehmen kann. Im Verfolg des dezentralen Fabrikationsgedankens hat die Vormontage selbstverständlich auch ihren eigenen Teilbau.

Die beschriebene Art der Vormontage eignet sich auch ausgezeichnet zur Fließfertigung, Rümpfe und Flächen wandern nach einem ganz bestimmten Plan in vorher festgelegten Zeitabschnitten vorwärts. Die einzelnen Schritte werden **Takte** genannt. In jedem Takt ist ein bestimmtes Arbeitspensum zu leisten. Liegen die Zeiten genau fest, so wird für den ganzen Takt nur ein einziger Auftrag herausgegeben; eine ganz erhebliche Ersparnis für das Auftragswesen und eine Verringerung des Papierkrieges.

Von der Vormontage wandern Rumpf und Fläche zur Flugmontage; Rumpf, Fläche und Leitwerk werden zusammenmontiert, die Steuerung und die Leitungen angeschlossen und die Maschine der Endkontrolle vorgestellt. Die darauf folgende Flugerprobung bildet den Abschluß des Fabrikationsganges.

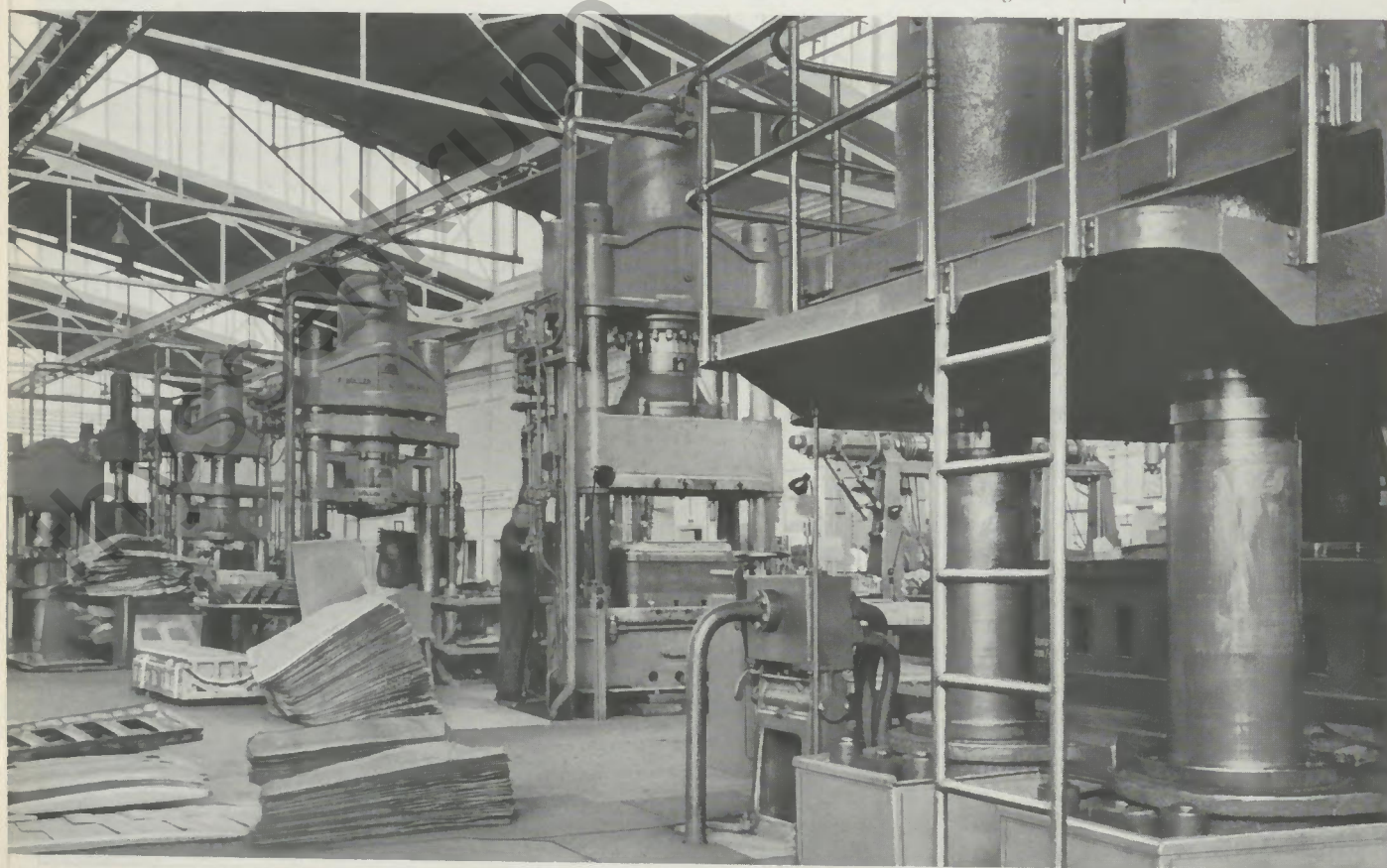
Vorbedingung für eine gute Serienfertigung ist ein leistungsfähiger Vorrichtungsbau und eine leistungsfähige Arbeitsvorbereitung. Auf diesen beiden Abteilungen liegt besonders vor Inangriffnahme einer Serie die Hauptarbeit. Unter Berücksichtigung der vom Vorrichtungsbüro geschaffenen

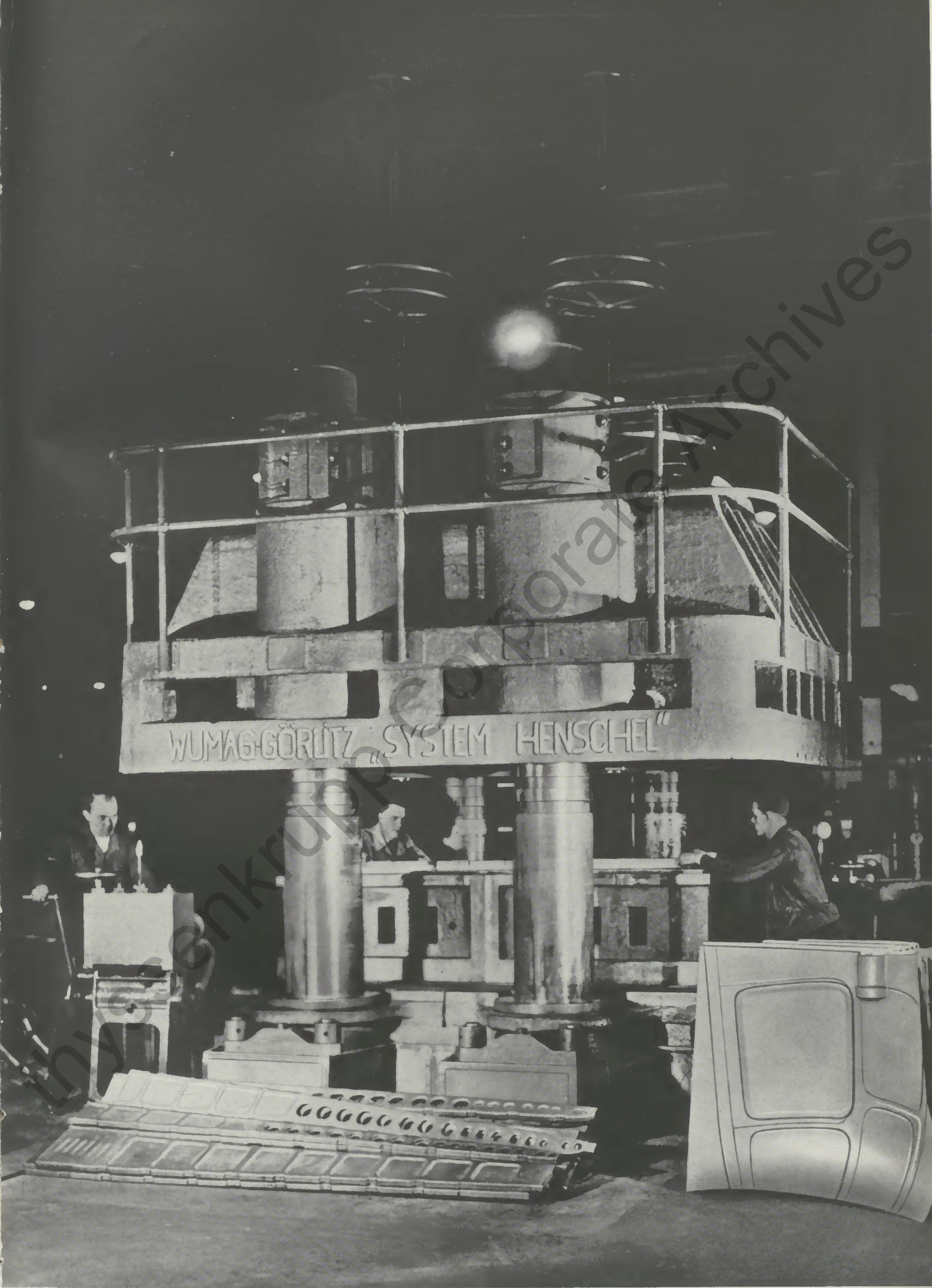
Betriebsmittel hat die Arbeitsvorbereitung ihre Organisation dem als technisch richtig erkannten Arbeitsfluß anzupassen. Der Ausgangspunkt der Arbeitsvorbereitung ist eine bis in das einzelne gehende Planung. Auf ihr bauen sich Kalkulation, Auftragswesen und Terminverfolgung auf. Sie sichern neben den oben geschilderten technischen Maßnahmen zwangsläufig den Arbeitsfluß.

Die Zukunft wird weitere Fortschritte im Serienbau bringen. Wir sehen diese besonders in einer weitergehenden Mechanisierung und Ausschaltung der Handarbeit. Hier ist bereits ein großer Schritt getan durch die mechanische Blechverformung. Die Henschel Flugzeug-Werke A.G. hat eine Reihe von Maschinen entwickelt, wodurch die Blechpreßtechnik einen erheblichen Schritt weitergeführt wurde.

Es wird in einer späteren Ausgabe der Henschel-Hefte auf diese Maschinen näher eingegangen werden. Abb. 8 gibt einen Überblick des Preßwerkes Schönefeld. Abb. 9 zeigt eine von HFW. entwickelte Hochdruckpresse mit einer Leistung von 4 000 000 kg. Durch konsequente Weiterentwicklung der mechanischen Blechverformung und ihre konstruktive Ausnutzung wird die Seriadurchlaufzeit erheblich verkürzt, einmal durch die direkte Einsparung an Arbeitszeit, dann aber auch durch die Tatsache, daß die Preßtechnik ganz wesentlich zur Verringerung der Anzahl der Einzelteile beiträgt.

Abb. 8. Blick in die mechanische Blechverformung Schönefeld. Im Vordergrund eine 4000 t Presse





Hochdruck-Pressen mit einer Leistung von 4 000 000 kg

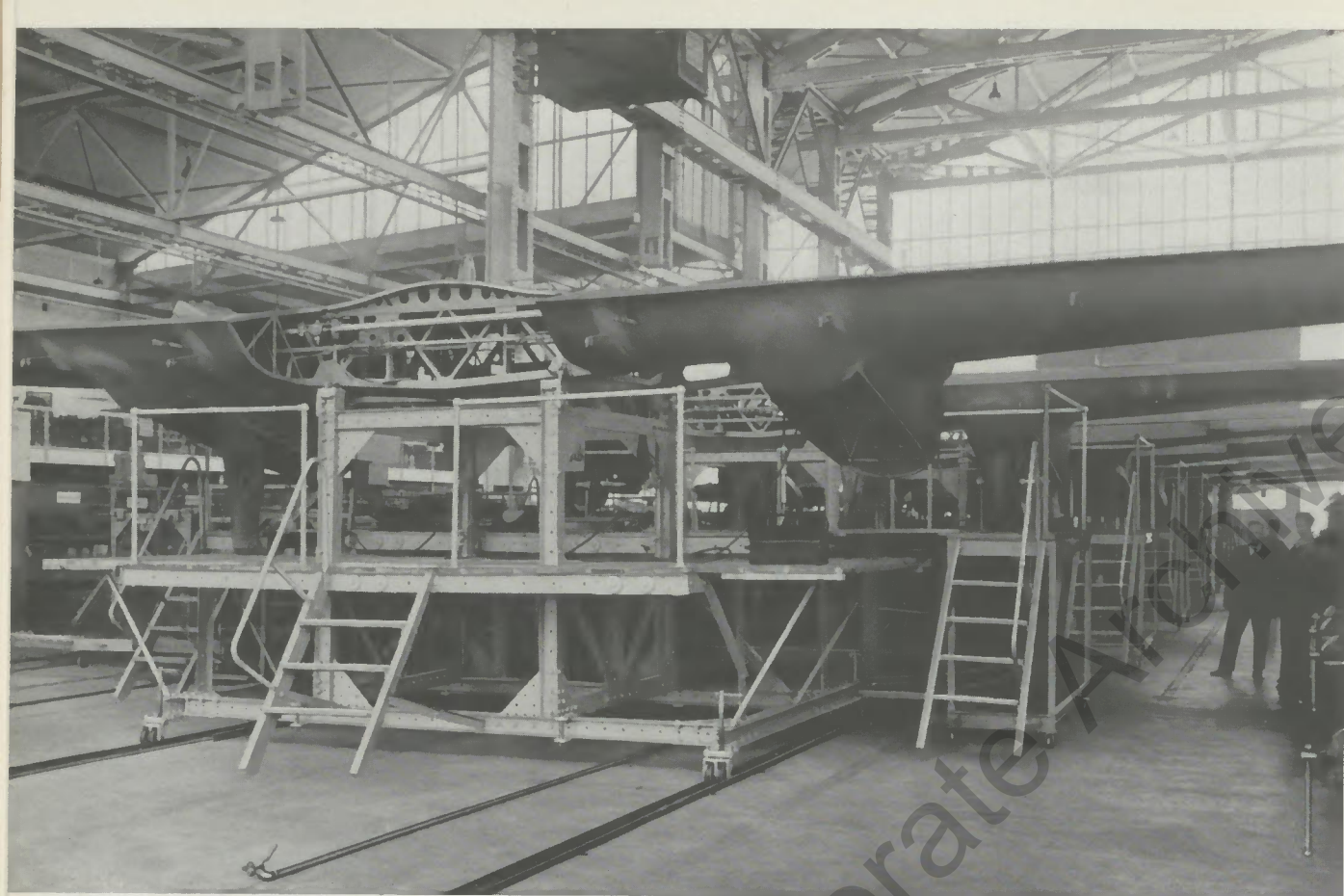


Abb. 1. Montagerüstungen, nach dem völligen Baukastenprinzip hergestellt (Wiederverwendbarkeit 100%). Die Vormontage dieser Flügel erfolgt nach dem Taktverfahren. Die gesamten Rüstungen sind zusammen verbunden und werden geschlossen bewegt

Die Entwicklung und der Stand von Betriebsmitteln im Metallflugzeugbau

Ing. Otto Oeckl

Unter Betriebsmittel versteht man alle zum Bau eines Flugzeuges notwendigen Vorrichtungen, Werkzeuge und Spezialeinrichtungen, soweit sie ausschließlich an ein bestimmtes Baumuster gebunden sind. Vorrichtungen bzw. Betriebsmittel, welche universell für allgemeinen Metallbau benutzt werden, fallen also nicht unter diesen Begriff. Da Betriebsmittel für den Metallflugzeugbau von sol-

chen des Maschinenbaues grundsätzlich abweichen, liegen allgemeine Erfahrungen öffentlich noch nicht vor. Der Aufsatz soll das Wesen moderner Betriebsmittel vermitteln. Da der künftige Metallflugzeugbau in der Einzelteilherstellung mehr zu Blechpreßteilen übergehen wird, ist die Aufmerksamkeit in verstärktem Maße auf Großvorrichtungen und Gesenke gerichtet.

Die Grundarten von Betriebsmitteln bis zum Jahre 1933

Der Metallflugzeugbau vor dem Jahre 1933 war in Deutschland auf wenige Firmen beschränkt. Entsprechend den geringen Stückzahlen einer Serie sowie den vielfach unreifen Konstruktionseinheiten wurden die Betriebsmittel festgelegt und ausgebildet. Die Handarbeit war ausschlaggebend für die gesamte Einzelfertigung. Somit ergab

sich automatisch eine Vielzahl von primitiven Werkzeugen und kleinen Vorrichtungen. Bördelhölzer, auch Bördelleisen, Schweißvorrichtungen und einfache, fest fundamentierte Zusammenbauvorrichtungen waren die hauptsächlichen dieser Betriebsmittel. Demzufolge waren auch die Bauzeiten damaliger Zellen vielfach sehr hoch.

Im Jahre 1933 wurde die Henschel Flugzeug-Werke A. G. gegründet. 1934 begann der Aufbau der deutschen Luftwaffe. Damit war gleichzeitig die Möglichkeit gegeben, umfassende Serienerfahrungen im Zellenbau zu sammeln. Es ist das besondere Verdienst der Henschel Flugzeug-Werke A. G., diese Erfahrungen schnellstens verwertet und in Neuerungen eingesetzt zu haben. Die Arbeiten der Henschel Flugzeug-Werke A. G. auf dem Gebiete des Vorrichtungs- und Gesenckbaues wurden richtunggebend für die gesamte deutsche Flugzeugindustrie.

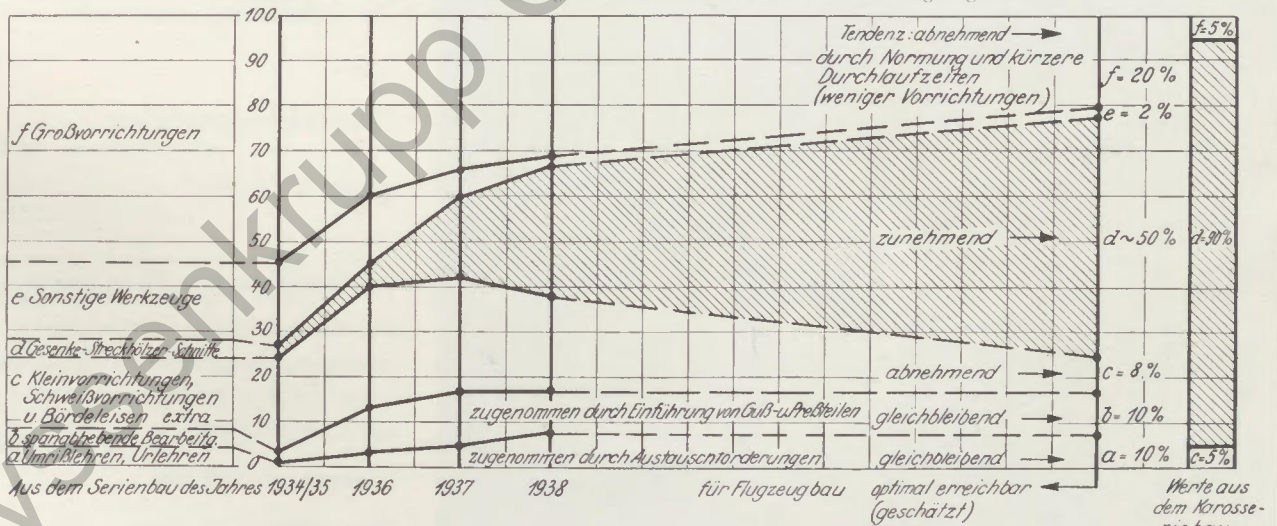
Die Wichtigkeit neuer Betriebsmittel

Es mußten also insbesondere solche Betriebsmittel entwickelt werden, durch welche die Handarbeit weitestgehend ausgeschaltet werden konnte. Womit dies erreicht wurde, zeigt Zahlentafel 1. Es sind auf der Zahlentafel links die prozentualen Anteile aufgetragen, welche je nach Zellenmuster verschieden hoch liegen. Dies wird durch die Senkrechten der Jahre 1934 bis 1938 zum Ausdruck gebracht. Dem Jahre 1938 liegen die Betriebsmittelporzente des Mehrzweckflugzeuges Hs 126 der Henschel Flugzeug-Werke A. G. zugrunde.

Rechts außen wurden die Werte aufgetragen, wie sie heute im Karosseriebau vorliegen. Die Entwicklung der letzten Jahre hat gezeigt, daß der Zellenbau sich den Bestrebungen des Automobilbaues zwar langsam, aber immerhin genähert hat. Ohne den Gesamtaufwand für Betriebsmittel zu erhöhen, muß angestrebt werden, den Ausbau von nutz-

bringenden Mitteln, wie es die Gesenke sind, vorwärts zu treiben. Dabei werden die Werte für die Betriebsmittel b konstant bleiben, die der Gruppe a nur zum Teil, während die Kleinvorrichtungen und die Werkzeuge der Gruppe e mehr und mehr verdrängt werden. Die prozentualen Anteile des Karosseriebaues können jedoch nicht erreicht werden, da die im Zellenbau unbedingt notwendigen Großvorrichtungen ihrer Sperrigkeit wegen einen verhältnismäßig hohen Anteil für sich beanspruchen, und dieser Anteil der maschinellen Blechbearbeitung verlorengeht. Auch werden sich bei ausgesprochenen Großflugzeugen die verschiedenen Anteile verschieben. In diesem Falle würden die Gesenkkosten infolge der großen Dimensionen untragbar hoch werden. Der Gesenkteil wird auch hier also weniger, während die Anteile der Gruppen a und c anwachsen.

Abb. 2. Zahlentafel 1. Verteilung des Betriebsmittelaufwandes für Flugzeugzellen



- Alle zur Erreichung von genauen Formen notwendigen Umrißlehren sowie die Vorrichtungs- und Urlehren, welche durch den Austausch bedingt sind. Sofern die derzeit herrschenden Austauschforderungen noch höher getrieben werden, müssen auch die Werte dieser Gruppe erheblich steigen.
- Alle Vorrichtungen für die Bearbeitung von Dreh-, Frästeilen, Guß- und Preßstücken (einschl. Spezialwerkzeugen), außerdem Gießmodelle sowie Preß- und Spritzgußformen.
- Alle Bauvorrichtungen für Spannen, Rippen, Motorverkleidungen, Kappen, Deckel usw. sowie Bördelwerkzeuge.
- Alle Werkzeuge, die eine vollkommene maschinelle Blechverarbeitung ermöglichen — inbegriffen sind auch Kopierschablonen, welche zur Herstellung von Zuschnitten für die Blechverformung dienen.
- Sonstige Werkzeuge, Spezialnieteisen, Sikkenwerkzeuge, Spezialzangen usw.
- Alle Baugerüste zum Komplettieren der Einzelteile in der Größenordnung von Spannen aufwärts, z. B. Leitwerksholme, alle Leitwerksvorrichtungen, Flügelholme, Flügel- und Rumpf-Bauvorrichtungen.

Die Aufwendungen an Betriebsmitteln werden sich also mehr und mehr auf Gesenke und Großvorrichtungen konzentrieren.

Die noch verbleibenden Betriebsmittel für spanabhebende Bearbeitung erfuhren technisch keine

Veränderungen, weshalb sie in diesem Aufsatz unerwähnt bleiben. Vernachlässigen wir dabei auch die Kleinbauvorrichtungen in der Annahme, daß sie in absehbarer Zeit durch Gesenke ersetzt werden. Es sind vorerst Bestrebungen im Gange, auch diese Betriebsmittel durch Normung zu verbilligen.

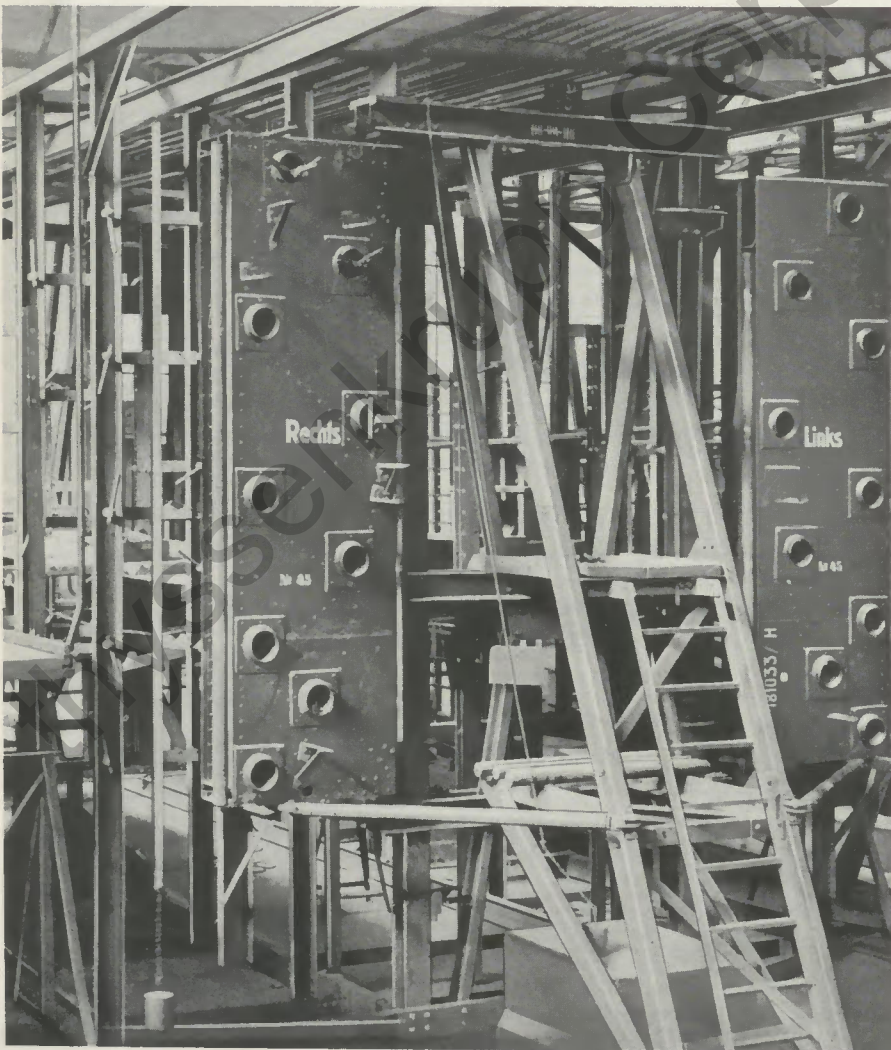
Die Betriebsmittel des heutigen Zellenbaues

Großvorrichtungen

Insbesondere an Großvorrichtungen wurden umfangreiche Entwicklungen betrieben. Die Wege, die dabei von den Henschel Flugzeug-Werken ein-

geschlagen wurden, haben sich stets als richtig erwiesen. An grundlegenden Erkenntnissen wurden dabei herausgestellt:

1. Die Normung.
2. Die formgebende Vorrichtung zur Einhaltung der aerodynamischen Genauigkeit.
3. Die fundamentlose Bauweise mit der schnellsten Montagemöglichkeit.



Nichts zeigt die betriebene Entwicklung besser als die nachfolgende Gegenüberstellung von sechs Flügel-Bauvorrichtungen aus den Jahren 1933 bis 1938.

Entwicklungsstufen

1933

Bauvorrichtungen W 33 (Abb. 3). Fundamentierung eines weitverzweigten Grundrahmens mit Hilfe vieler in den Boden einzementierter Eisenplatten.

Normung: Keine.

Formgebung: Keinerlei Konturhalter.

Montage: Erforderliche Aufstellzeit drei bis vier Wochen.
24 einzementierte Grundplatten.

1934

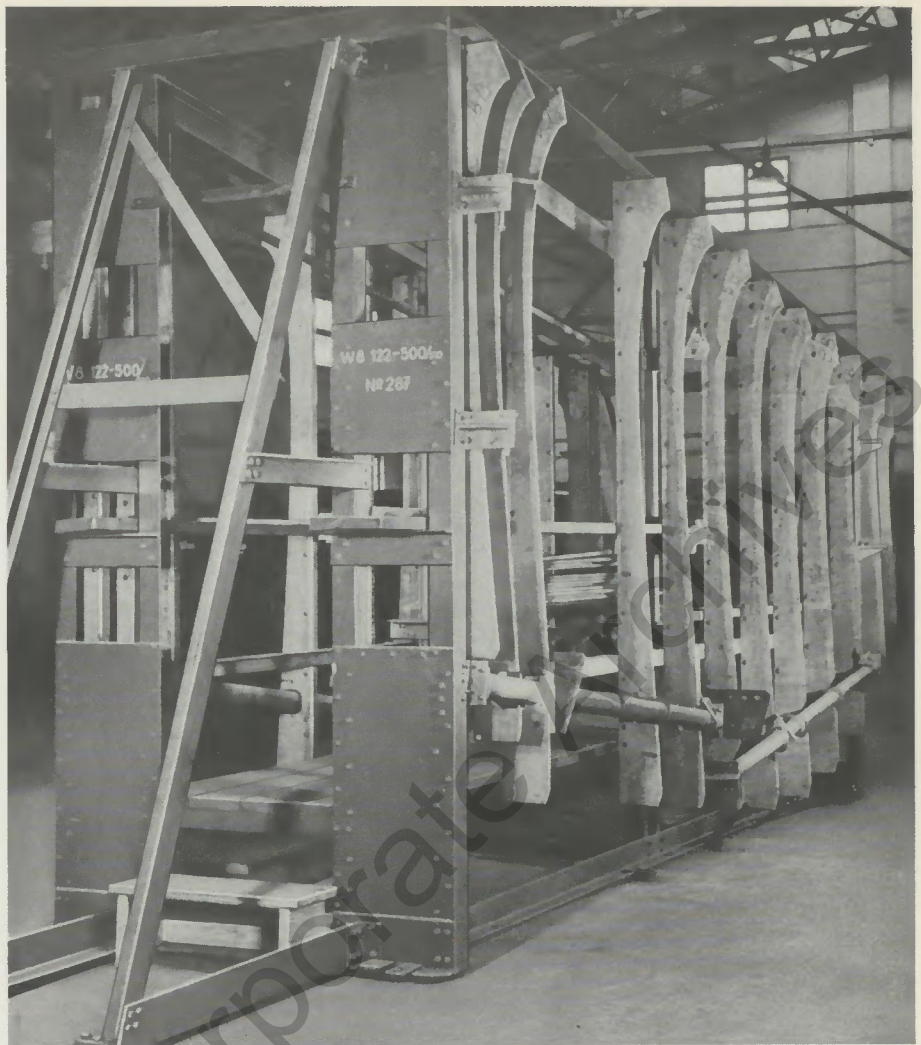
Vereinfachung des Grundgestells
(Abb. 4).

Verringerung der Fundament-
punkte.

Normung: Keine.

Formgebung: Konturträger auf
Flügelunterseite.

Montage: Aufstellzeit zwei
Wochen.
10 einzementierte
Grundplatten.



1935

Keine Fundamente; los vom
Boden, weitere Grundgestellver-
einfachung (Abb. 5).

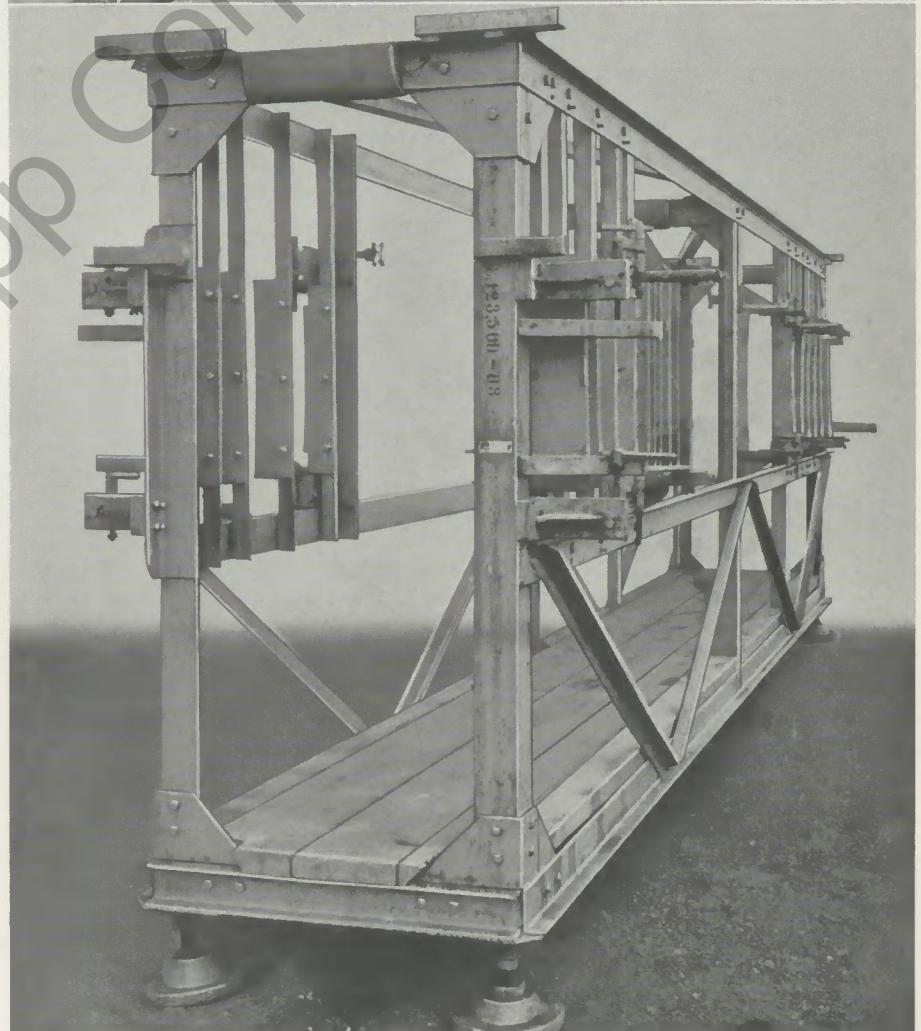
Die erste Anwendung von Spin-
delfüßen für Schnellmontage.

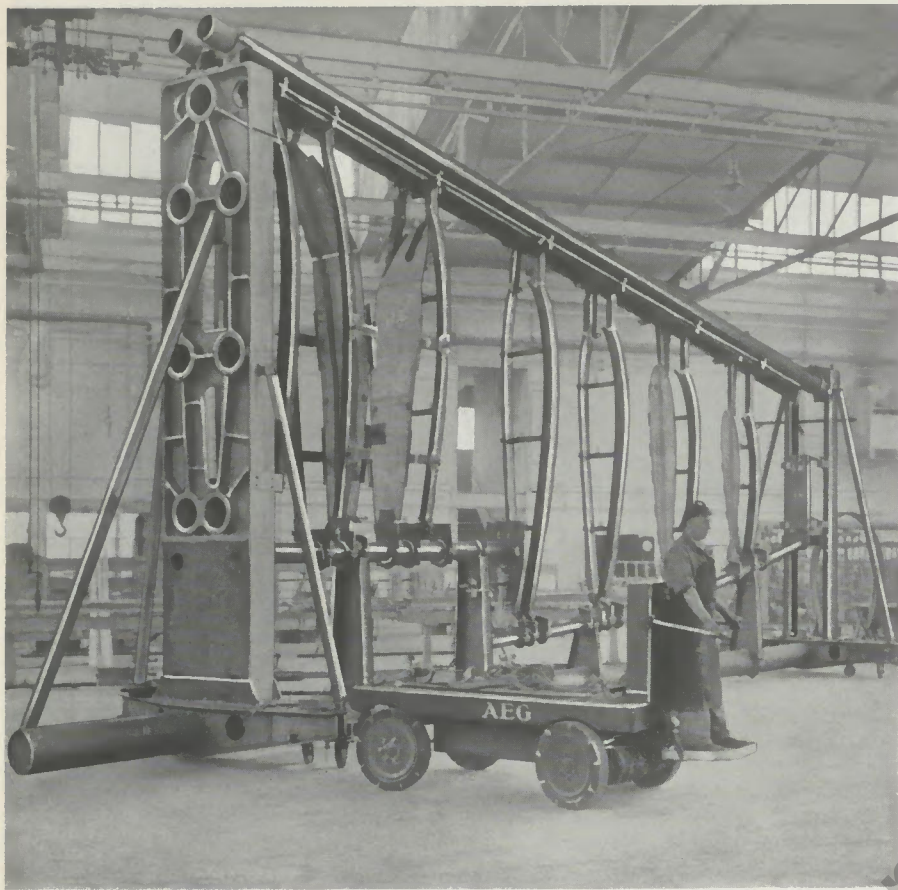
Normung: Gering. Lagerböcke,
Spindeln usw.

Formgebung: Konturträger auf
Unterseite.

Die Vorrichtung ist
nur für ein Flügel-
mittelteil bestimmt.

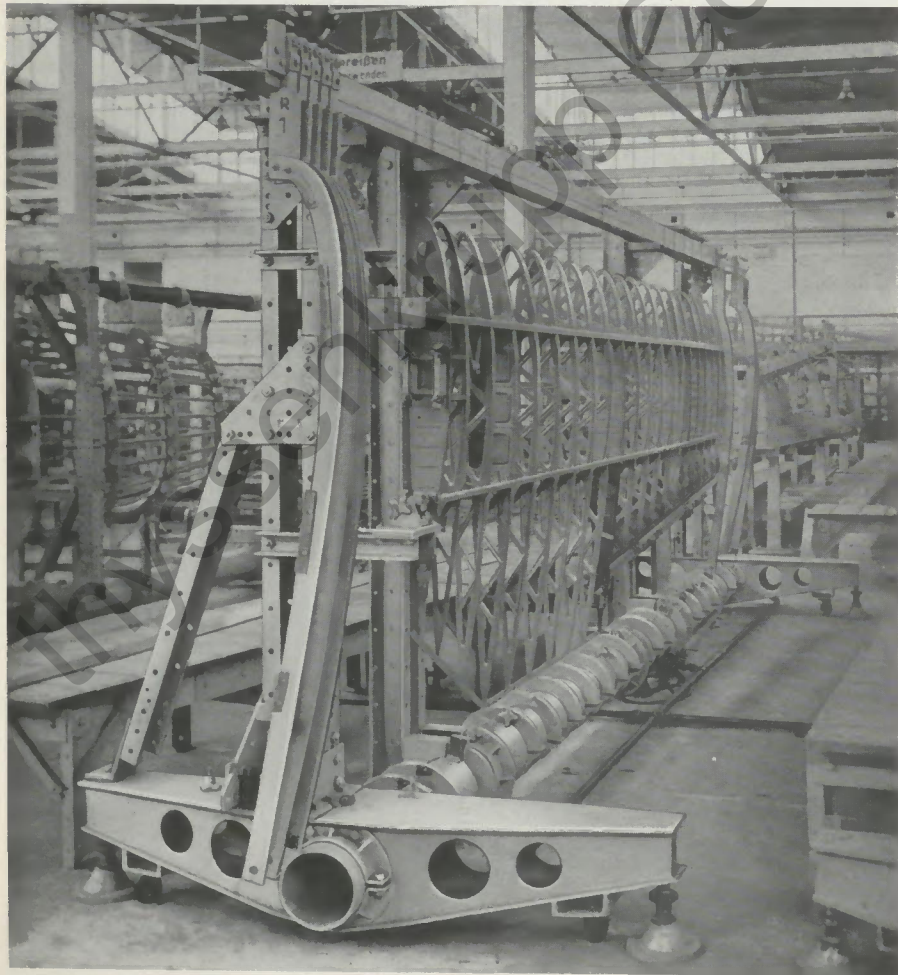
Montage: Aufstellzeit drei bis
vier Tage (kleine
Vorrichtung).
6 Punkte.





Normung: 50 Prozent.

Genormt ist der Grundrahmen, die oberen und mittleren Halterohre sowie sämtliche Schellen.
(Einschmelzen der Wurzelplatte.)



1936

Der große Schritt zur fundamentlosen Aufstellung von Großvorrichtungen.

Grundgestell auf Rohrbasis mit torsionssteifen Endtraversen. Diese freitragende Konstruktion war damals ein Wagnis, heute eine Selbstverständlichkeit (Abb. 6).

Formgebung: Konturträger für Flügelober- und Unterseite an den Haupttrippen.

Montage: Aufstellzeit vier bis fünf Tage.
(Beachte die Größe der Vorrichtungen.)
6 Spindeln mit Bodenpratzen.

1937

Traverse verbessert (Abb. 7).

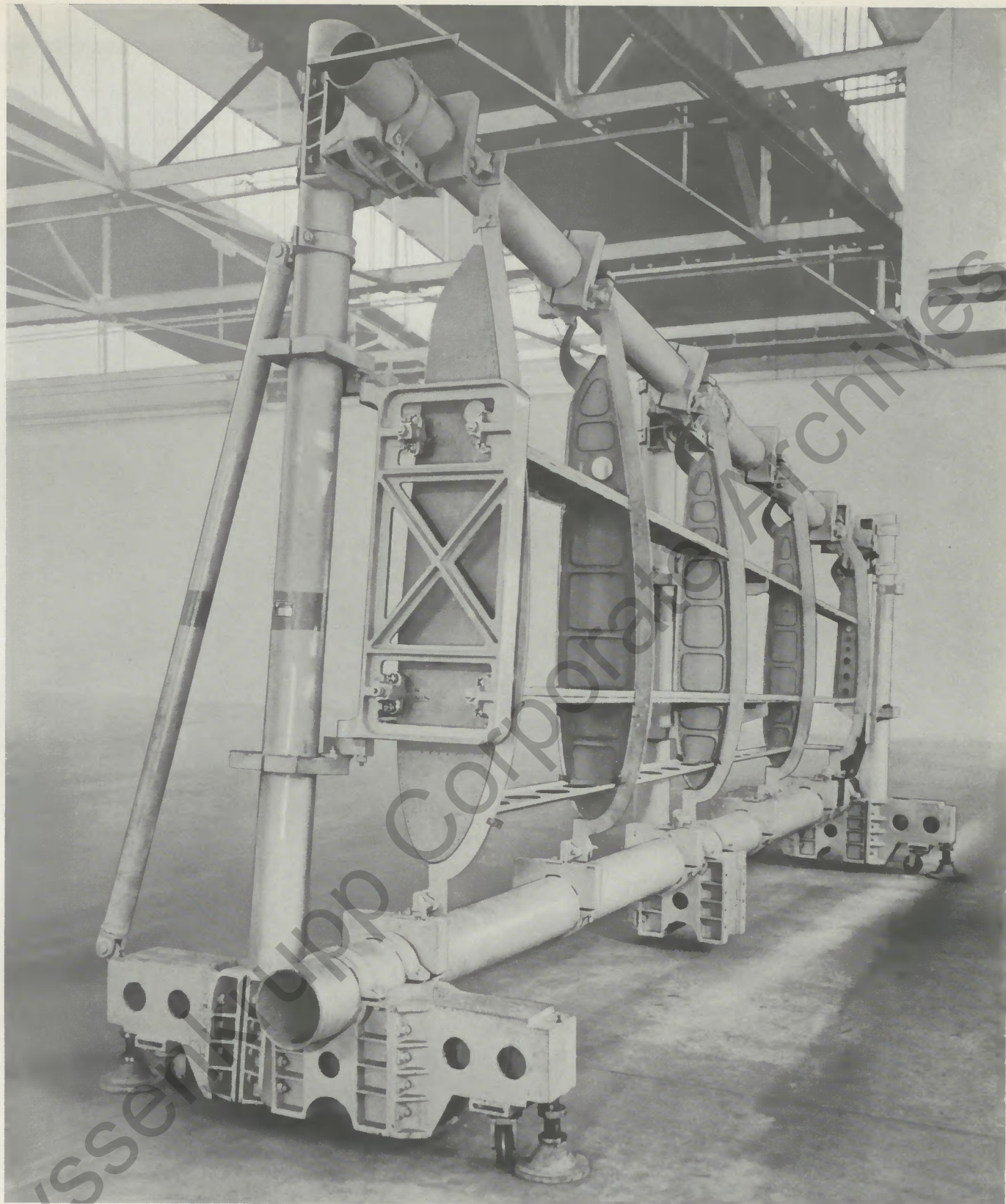
Gesamter Aufbau wieder verwendungsfähig.

Normung: 80 Prozent.

Formgebung: Konturträger auf Flügeloberseite für alle Rippen (leicht verschiebbar).

Montage: Aufstellzeit wenige Stunden.

4 Spindeln, keine Bodenverbindung.



Weiterentwicklung der Traversen für Rohraufbau, universelle Anwendung aller Traversenteile (Abb. 8).

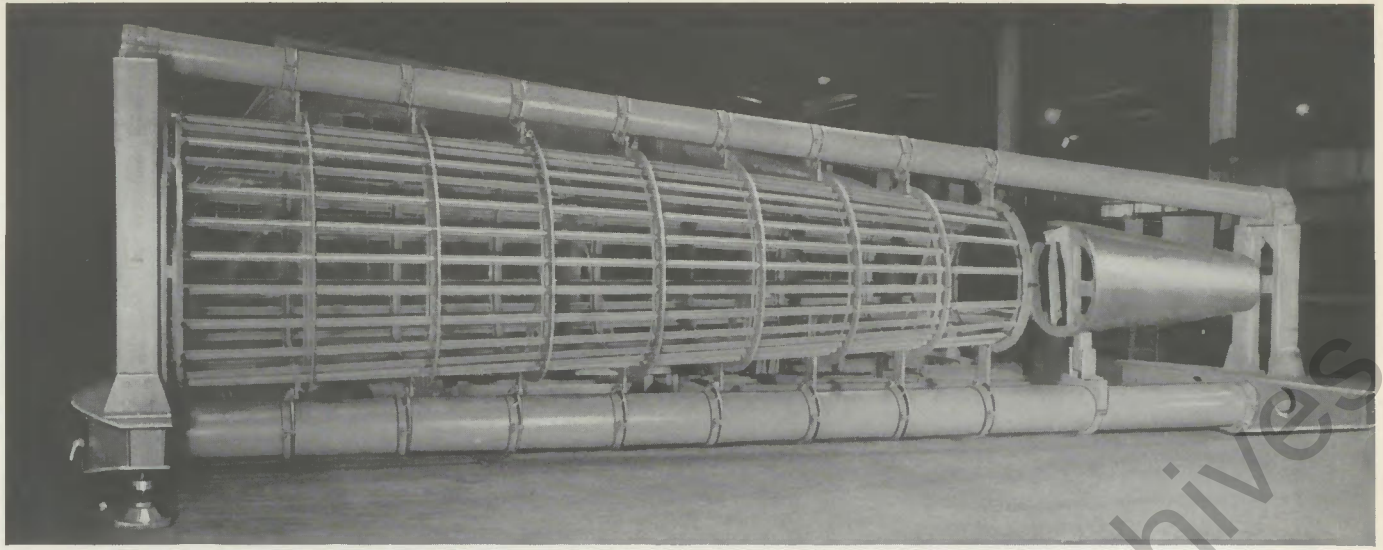
1938

Normung: 95 Prozent.
Montage: Aufstellzeit wenige Stunden.

Formgebung: Konturträger auf Flügelober-
seite (der Flügel hat nur fünf
Rippen).



TRAGFLÜGEL HS 126 IN DER BAUVORRICHTUNG



läufig. Bezüglich der Strebenkörper stand die offene oder geschlossene Bauweise zur Wahl. Beide Möglichkeiten wurden erprobt, wie die Abb. 9, 11 und 14 zeigen. Es stellte sich dabei heraus, daß speziell für kleine, jedoch sehr steife Vorrichtungen, die Vierkant-Rohrbauweise die bessere ist. Die Erfahrungen mit diesen Normen liegen nur etwa zwei Jahre zurück. Die Vorrichtung nach Abb. 6 stammt aus dem Jahre 1935/36. Inzwischen wurde der Grundaufbau von Großvorrichtungen weiterentwickelt und die Rohrbauweise mit Erfolg bis an die Halterungen fortgesetzt (s. Abb. 8). Als weitere Arbeit auf diesem Gebiete wurde die Entwicklung von Montagerüstungen betrieben und zu Ende geführt (siehe Abb. 1). Hier wurde es mit Hilfe des Baukastensystems möglich, die absolute Wiederverwendbarkeit fast aller Teile zu erreichen.

Wie weit die Gesamtnormen an Bauvorrichtungen fortgeschritten sind, zeigt die Zahlentafel 2. Danach wurden mit Hilfe der vorhandenen Normen wert- und gewichtsmäßig umfangreiche Einsparungen gemacht. Außer dem gezeigten Rückgang von Lohnstunden und Material ist die Normung das einzige Mittel, um die Konstruktions- und Bauzeit für Vorrichtungen bedeutend zu verkürzen.

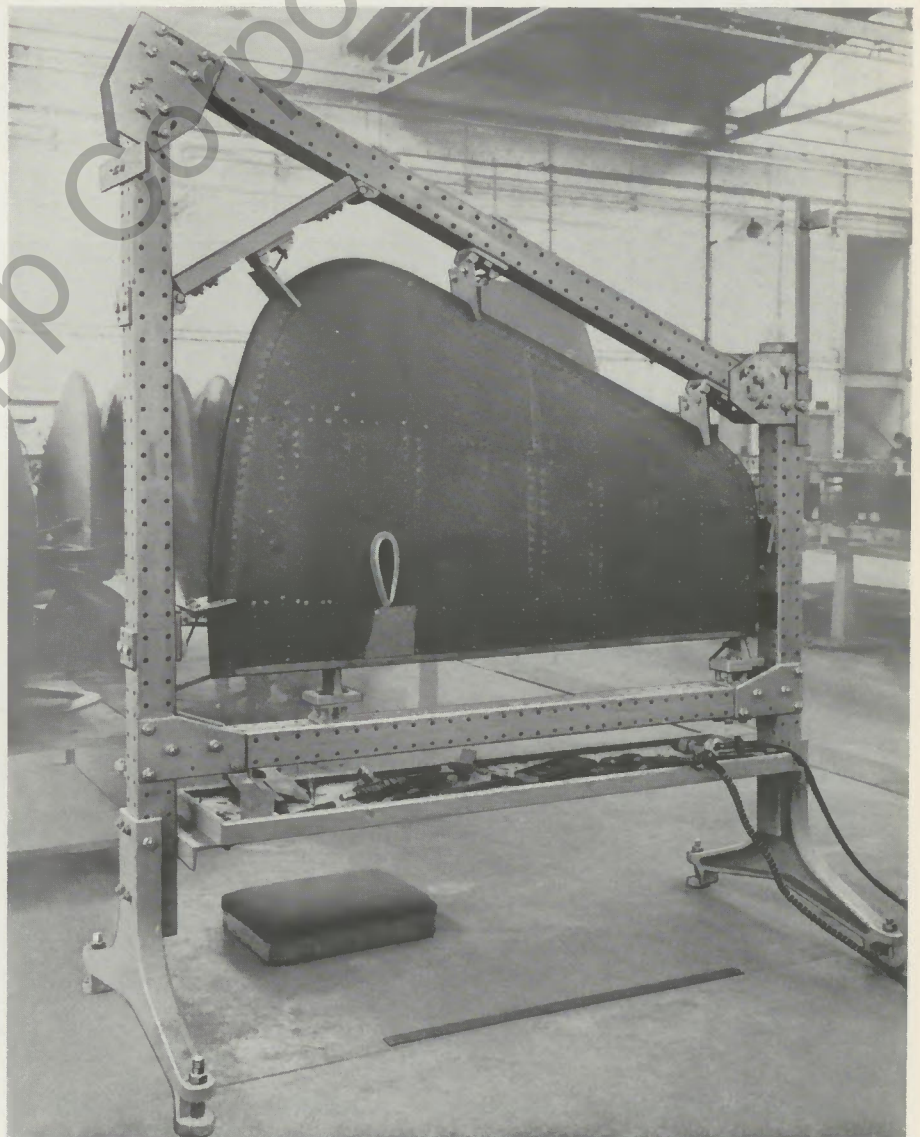
Abb. 13. Bauvorrichtung für einen Schalenrumpf

Freitragende Länge 8,5 m bei einem Grundrohr von 318 Ø. Das Rumpheck ist in einer gesonderten Vorrichtung gebaut und wird hier nur in zwei Anschlüssen gehalten. Die neun geschlossenen Ringe der Vorrichtung stellen die Außenkontur des Rumpfes dar. Sämtliche Längsprofile werden von vorn eingeführt und an die Ringe geklemmt.

Abb. 14. Seitenflossen-Ausnietvorrichtung, Grundgerüst nach dem Baukastenprinzip

Abb. 13. Zahlentafel 2
Übersicht über die Wiederverwendbarkeit von Vorrichtungsteilen

Abb.-Nr.	Benennung der Vorrichtung	Einzelteile der Vorrichtung	davon wiederverwendungsfähig		
			Einzelteile Stück	Herstell.-Wert in 0/0	Gewicht in 0/0
12	Rumpfbau-Vorrichtung	80	33	41	80
7	Flügelbau-Vorrichtung	308	239	78	95
6	Flügelbau-Vorrichtung	305	156	51	80
11	Seitenflossenbau-Vorrichtung . .	161	76	47	80
14	Seitenflossenausniet-Vorrichtung	42	35	83	95
1	Montagebühnen	—	—	100	100
Im Durchschnitt 0/0				66	88



Herstellung von Elektrongesenken im Metallflugzeugbau

Ing. Otto Oeckl

Die Baustundenersparnis, welche im Serienbau durch Gesenke erzielt wird, rechtfertigt in fast allen Fällen den Einsatz, was bei Bauvorrichtungen nicht immer der Fall ist. Von diesem Standpunkt ausgehend, wird man stets dazu übergehen, z. B. statt einer Rippenbauvorrichtung ein Rippengesenk, statt einer verwickelten Schweißvorrichtung für eine Führerraumüberdachung ein Gesenk für ein Preßgerippe herzustellen usw. Die Erstellung von Gesenken auch großer Dimensionen bildet keine Gefahr für unwirtschaftlichen Einsatz, wenn man dadurch die sonst üblichen Bauvorrichtungen spart. Selbst bei einer Vielzahl von Gesenken erhöhen sich die Gesamtkosten von Betriebsmitteln nur unwesentlich, sofern es sich um ein einfaches, schnell durchführbares Prinzip von Gesenken handelt. Hier helfen im wesentlichen eine rationelle Gesenkerstellung auf der Basis von Magnesium, Festholz, Hartpapier usw., sowie die weitestgehende Einschränkung auf **nur ein Gesenkteil** unter Anwendung des Gummipressens in Hochdruckkammern.

Gerade die letzte Entwicklung von Schnellflugzeugen, bei welchen infolge hoher Flächenbelastung angenehme Blechstärken tragbar sind, veranlaßt zur unbedingten und weitgehenden Anwendung von Blechpreßteilen. Die Gesenke müssen deshalb rangmäßig allen übrigen Betriebsmitteln vorgehen.

Die Zukunft der maschinellen Blechverformung wurde von HFW. früh genug vorausgesehen. Die Einrichtung dafür wurde in schnellster Zeit erstellt. Neben der Entwicklung völlig neuartiger Blechverformungsmaschinen wurde dem Gesenkbaue die größte Bedeutung beigemessen. HFW. hat als erste europäische Flugzeugfabrik die Herstellung von Weichmetallgesenken betrieben und mit Erfolg durchgeführt. Mit den heutigen Einrichtungen des Gesenkbaues kann sich HFW., wenn auch nach einem anderen Prinzip arbeitend, ebenbürtig an die Seite der Automobilfabriken stellen.

Auch hier mußte ein weiter Weg hin zur heutigen Vollkommenheit besritten werden. Die ersten Versuche, Zinkgesenke zu gießen, fielen in das Jahr 1933.

Entwicklungsstufen

1933

Abb. 1. Altes Werk Johannisthal. Primitive Art des Gesenkgießens. Als Ofen dient eine Gasflamme. Das erste Lehrgeld wird bezahlt.





SCHMELZOFEN FÜR ELEKTRON

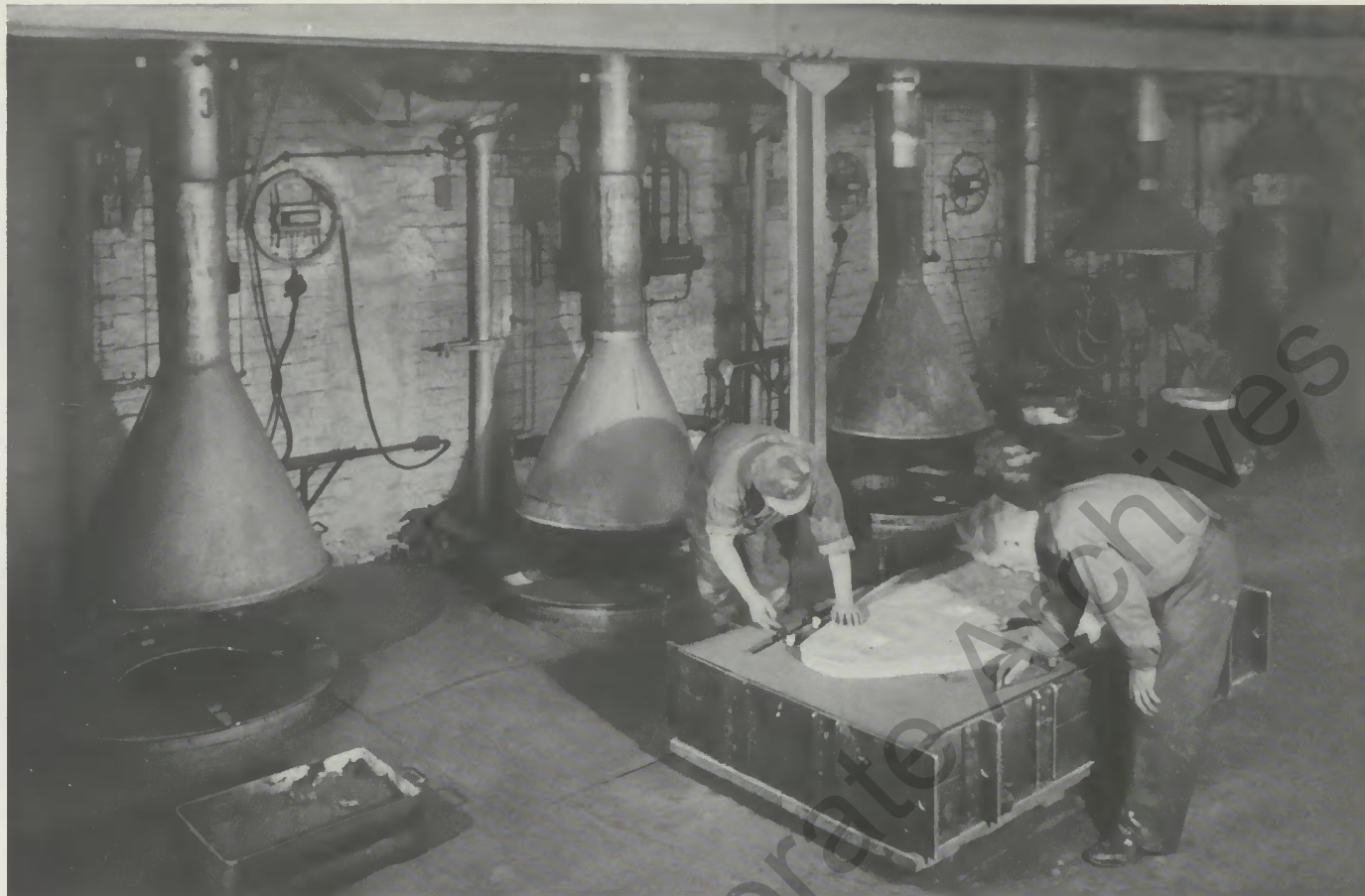


Abb. 2, Bild oben:

1935

Die Gießerei in Schönefeld wird „weit ausgebaut“, nach kurzer Zeit wird sie zu klein

Abb. 3, Bild unten:

1937

Ein Stück nach dem anderen kommt hinzu; inzwischen „versteht“ man sich bereits auf Gesenkguß





Blick in die Elektrongießerei



Entwicklungsstufe 1938

Abb. 4. Gießerei wird verlegt und nach modernsten Erkenntnissen ausgebaut und eingerichtet. Neben Gassenkuß wird in großem Maße Flugzeugguß hergestellt.



Abb. 5. Gesenke aus Elektron. Das am Kran hängende Gesenk wiegt bei einer Länge von 3,8 m nur 400 kg

Im ausländischen sowie vereinzelt auch im deutschen Flugzeugbau arbeitet man seit Jahren mit umschmelzbaren Zinklegierungen, um den Gesenkerwerkstoff wieder verwerten und um im eigenen Betrieb in kürzester Zeit die Gesenke herstellen zu können.

Nachdem in Deutschland Elektron in vielen Wirtschaftsgebieten Eingang gefunden hatte, wurde es im Laufe des letzten Jahres auch mit gutem Erfolg für Gesenke verwendet. Dieses Leichtmetall, mit

einem spezifischen Gewicht von 1,8, das ganz aus deutschen Rohstoffen hergestellt wird, steht in unbeschränkten Mengen zur Verfügung. Die Herstellung von Elektrongesenken erfordert jedoch umfassende Betriebserfahrung, insbesondere Kenntnisse über Modellherstellung und Bearbeitungszugaben. Deshalb soll im folgenden der Werdegang vom Modell zum fertigen Gesenk betrachtet werden, wobei ausschließlich einfachwirkende Gesenke, d. h. Patrize und Matrize, Erwähnung finden.

Das Modell

Wie im allgemeinen Gießereibetrieb, so fällt auch hier dem Modell die größte Bedeutung zu. Da Holzmodelle, insbesondere verwickelte Formen, für einen einmaligen Abguß meist zu kostspielig sind, werden die Modelle aus Gips hergestellt. Am einfachsten und schnellsten erhält man einen Gips-

abdruck, wenn man ein Blechmusterteil einformt. Voraussetzung sind allerdings erstklassige Treibklempner, denn die einmal durch das Blechmuster festgelegte Form ist für die ganze Serie bestimmend. Nach dem Einformen sind sodann die Schwindmaße nachzuarbeiten.

Herstellung des Gipsabdrucks nach der Bauvorrichtung

Zunächst wird die Bauvorrichtung hergestellt (Abb. 6), die mit Gips aufgefüllt wird (Abb. 7).

Man erhält so das „Positiv“. Durch das Ausstraken der Form kann man gleichzeitig die einzelnen Vor-



FORMER BEI DER ARBEIT

richtungsschnitte überprüfen. Damit ist die Grundlage zum Abnehmen der Gegenform („Negativ“) geschaffen. Das Negativ wird dem Schwindmaß entsprechend nach den Erfahrungswerten nachgearbeitet. Desgleichen können alle Teilgesenke für Aussteifungen und Profile von dem „Positiv“ abgenommen werden. Die Bauvorrichtung wird sodann wieder vom Gips befreit und dient dem ursprünglichen Zweck. Das auf Abb. 7 abgenommene „Negativ“ kann unmittelbar, d. h. ohne Anfertigung eines „Positivs“ eingeformt werden, sofern die Möglichkeit gegeben ist, mit Gummikissen zu pressen. In allen Fällen ist es wichtig, das fertige Preßteil mit der Zusammenbauvorrichtung in Übereinstimmung zu bringen. Das Verfahren nach Abb. 6 und 7 stellt deshalb eine gute Lösung dar. Voraussetzung ist jedoch, daß die Vorrichtung in allen Punkten stimmt und als „Positiv“ gebaut wird.



Abb. 6. Bauvorrichtung für Triebwerksinnenverkleidung mit aufgesetzter Urlehre.

Abb. 7. Bauvorrichtung für Triebwerksinnenverkleidung; zur Abnahme der Negative mit Gips aufgefüllt.



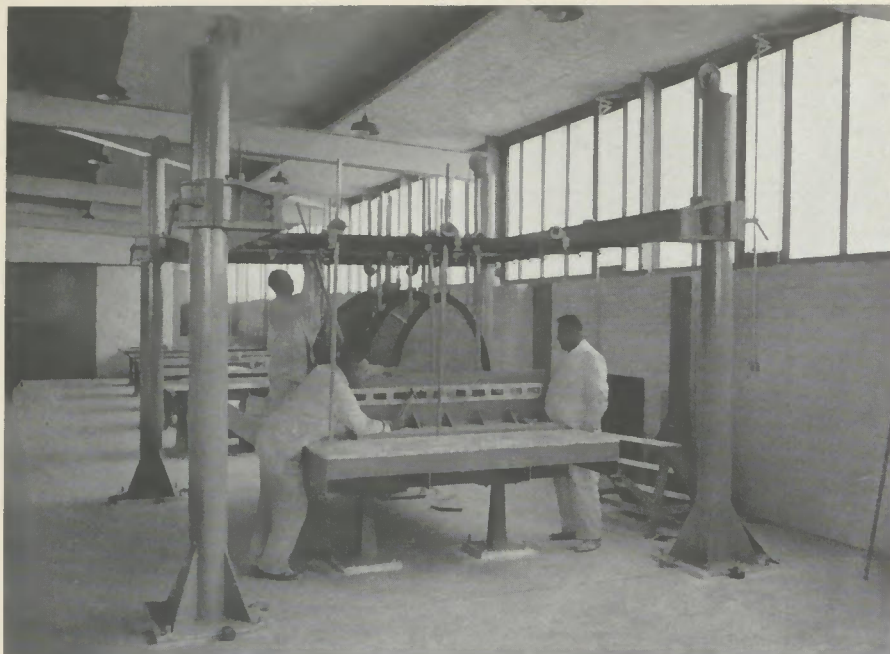


Bild oben:

Abb. 8. Gerüst zum Aufstellen der Aufmaßschablonen eines Triebwerkmodells

Bild unten:

Abb. 9. Gipsmodell einer Führerraumverkleidung, die in Form von drei gepreßten Gerippteilen hergestellt wird

Bilder rechts:

Abb. 10. Gipsmodell für Spante und Hautfelder

Abb. 11 und 12. Das Gipsmodell für eine große Rumpfsitenwand entsteht. Als erstes werden die Kreuzungspunkte gesetzt, sodann die Zwischenprofilierungen

Herstellung des Modells nach Aufrißschablonen

Die Schablonen werden bei diesem am meisten gebräuchlichen Verfahren unter Berücksichtigung der Schwindmaße und Bearbeitungszugaben von den Konstruktionsaufrißen übertragen. Für jeden formmäßig wichtigen Schnitt wird eine derartige Schablone angefertigt. Ausgehend von einer Bezugslinie werden nun die Schablonen zu einem Gerüst zusammengestellt (Abb. 8). Diesem Zweck dient am besten eine genau gelegte Marmorplatte, über der ein Stützgestell mit allseitig verstellbaren Befestigungsrahmen angeordnet ist. Die Schablonen werden vor dem Aufsetzen etwa 50 mm innerhalb der Außenkante gelocht, um sie untereinander mit Eisendraht verbinden zu können. Das ganze Gerippe erhält zwischen den Schablonen ein Maschenetz, das mit Gips ausgeworfen wird. Die auf diese

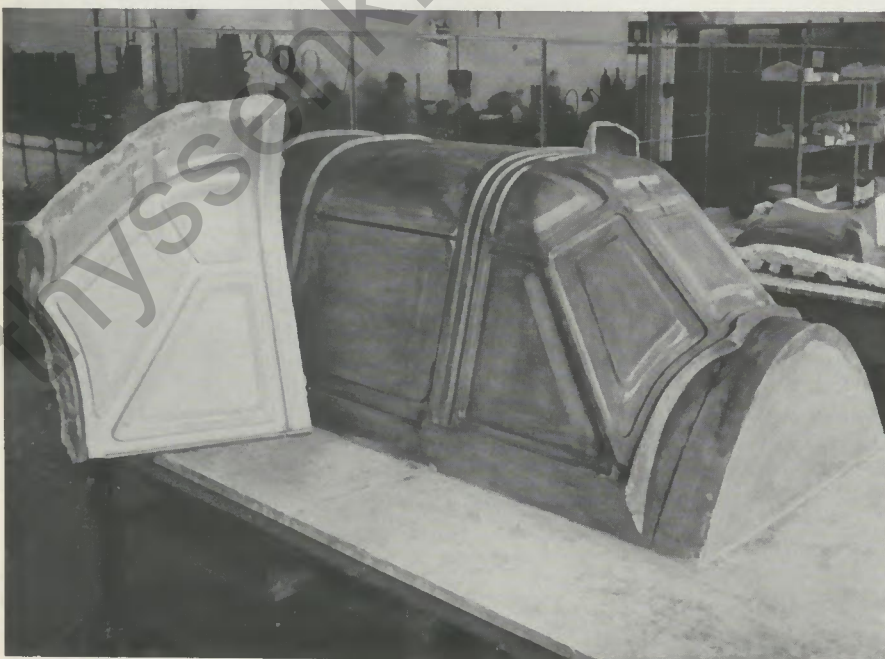
Weise geschaffene Gipschale hat eine Stärke von etwa 50 mm. Das ganze Modell wird nachträglich ausgetrakt, nötigenfalls erfahren dabei die Schablonen eine Verbesserung. Nach dem Aufbringen einer Schellackschicht werden die Negative abgenommen.

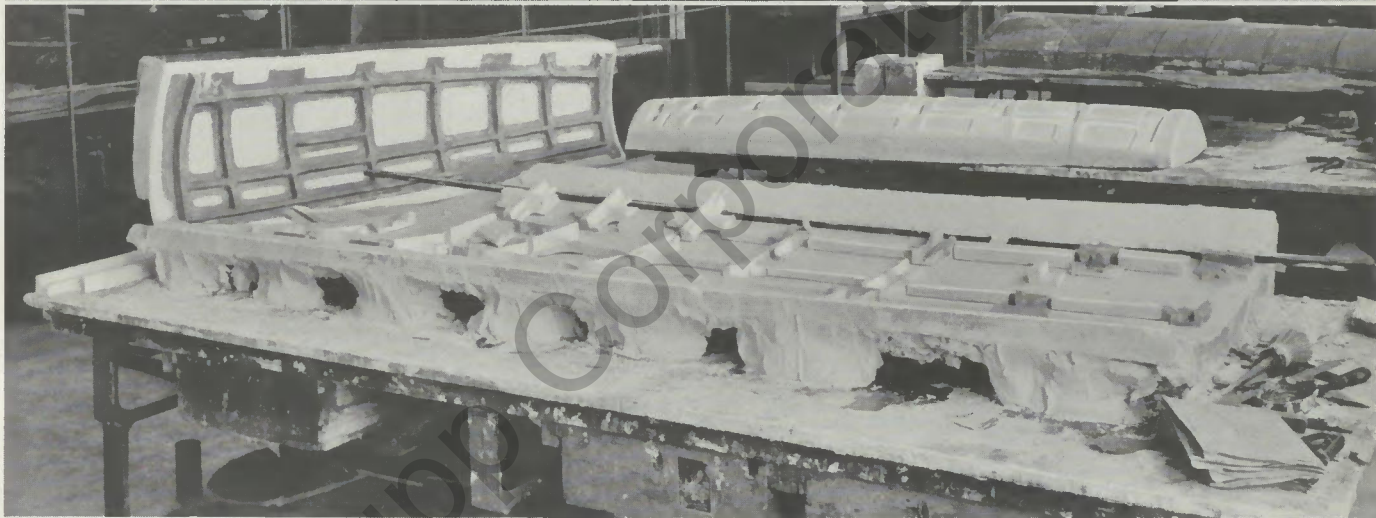
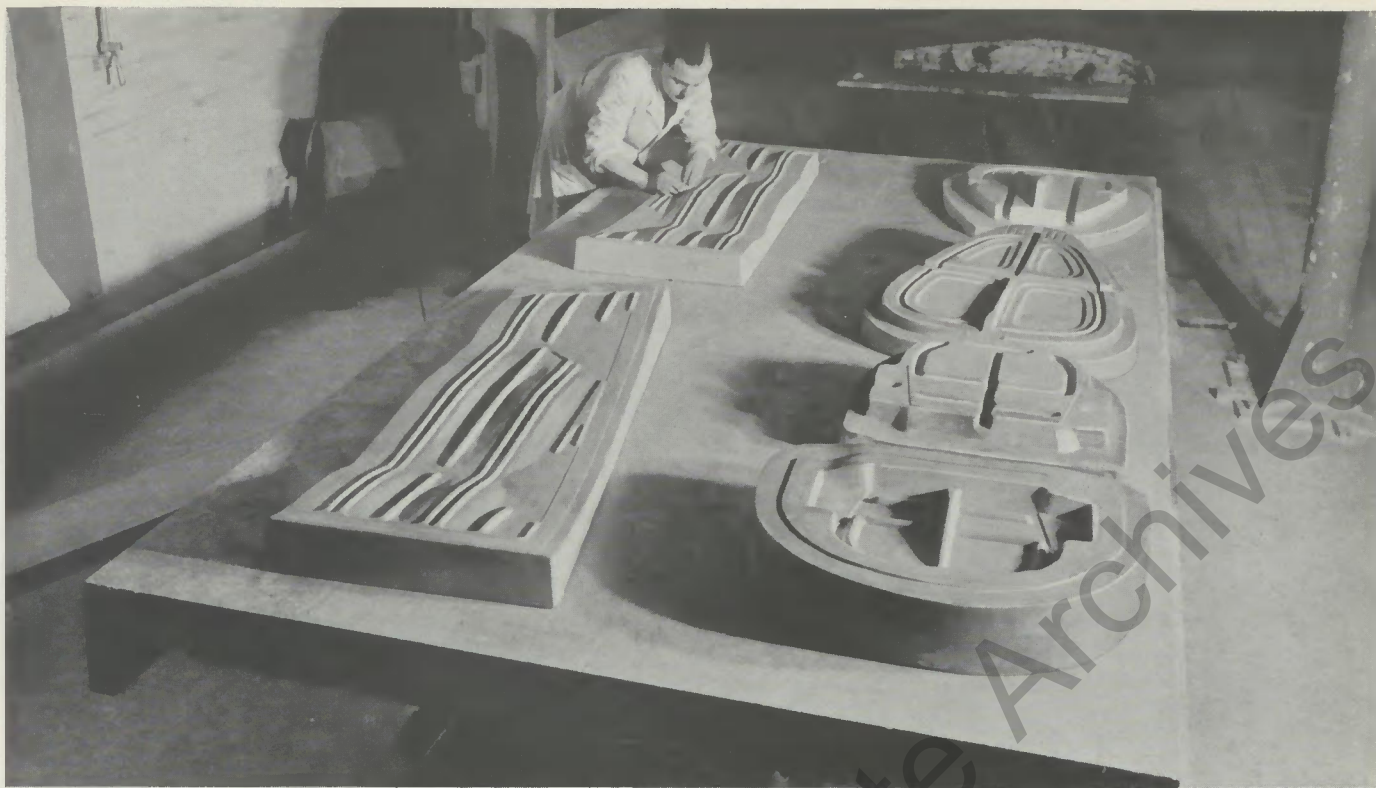
Bei kleineren, in bezug auf genaue Maßhaltigkeit unwichtigen Modellen ist eine Berücksichtigung der Schwindmaße nicht erforderlich. Man kann dabei die Aufrißschablone unmittelbar als Grundlage für den Gipsabdruck benutzen.

Abb. 9 zeigt den Aufbau eines Gipsmodells für eine Führerraumüberdachung, für die das gesamte Gerippe gepreßt wird. Das „Positiv“ dient auch hier der Festlegung der Gesamtform und der Schnitte. Die „Negative“ werden in Form von zwei Hälften

abgenommen, da eine derartige Pressung in einem Stück Schwierigkeiten bezüglich der Stabprofilierung mit sich bringt.

Sofern bei einem Konstruktionsteil, wie es die Seitenwand eines Rumpfes (Abb. 11 und 12) darstellt, schwierige Knotenpunkte in großer Zahl vorkommen, baut man das Modell zweckmäßig erst als flache Platte und setzt dann die einzeln angefertigten Knotenplastiken auf. Die Verbindung aller Punkte ergibt dann die gesamte Gerippeform.





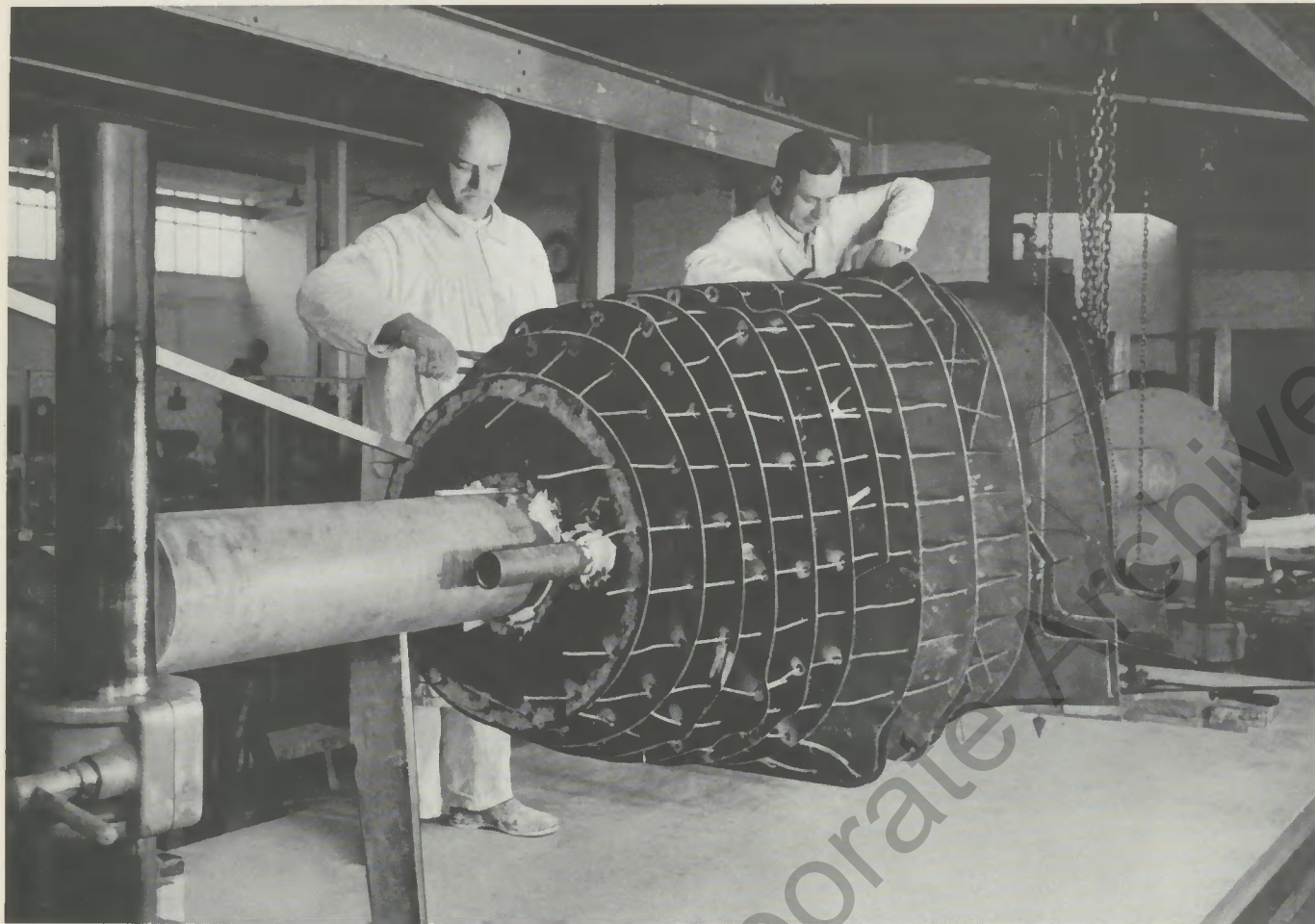
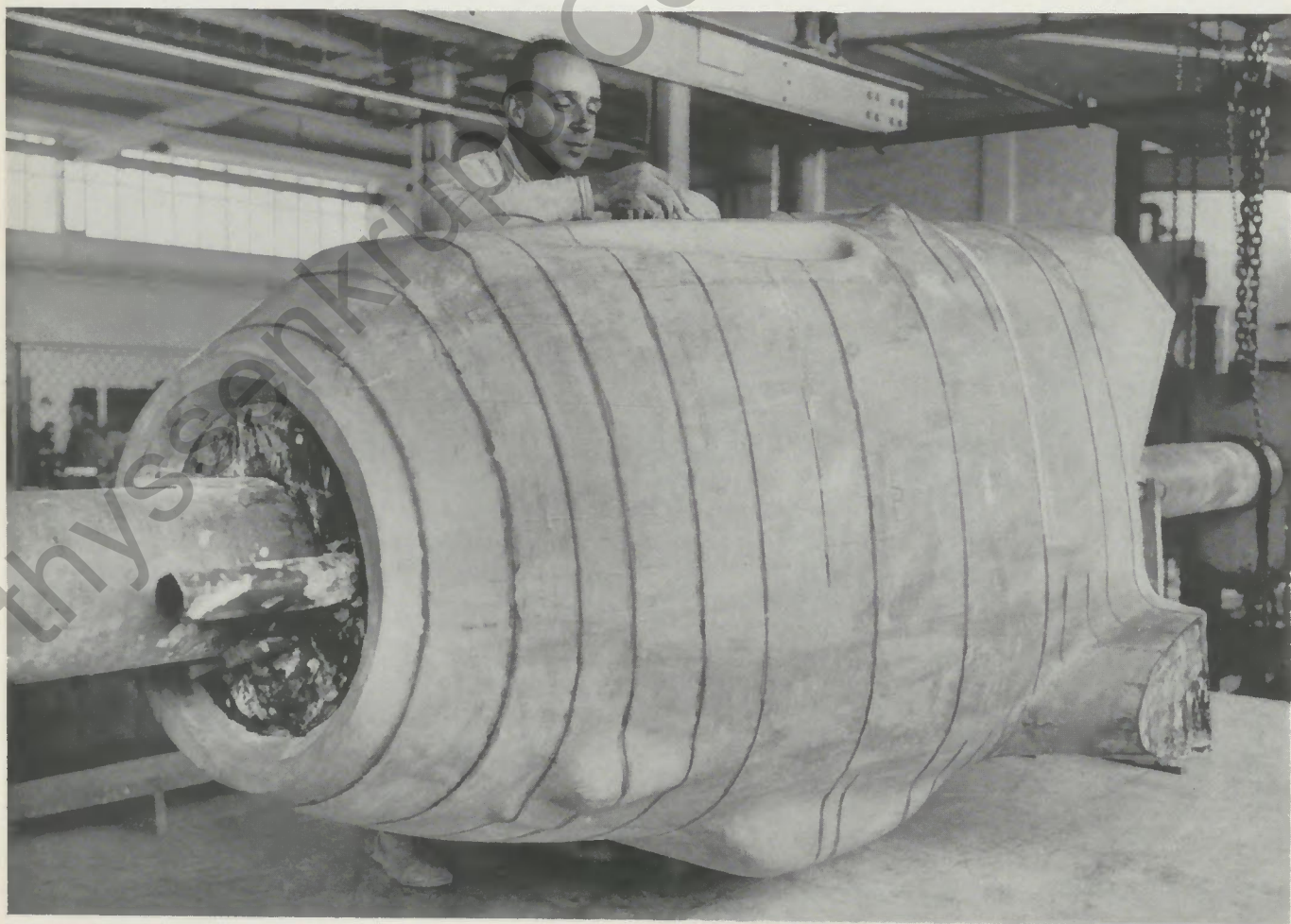


Abb. 13 und 14. Die Abbildungen zeigen das Entstehen einer großen Triebwerksattrappe. Von den fertigen Modellen (siehe unten) werden sämtliche Formen für die Profile, Bauten, Verkleidungsbleche, Flügelübergänge usw. abgenommen





GIESSEN MEHRERER GESENKE

Der Abguß

Über die Eigenarten der verschiedenen Magnesiumlegierungen gaben die Werbetagungen weitestgehend Aufschluß, so daß sich hier die genaue Beschreibung dieses Metalls erübrigt. Für den Gesenkbau wählt man am zweckmäßigsten die Legierung AZG mit den in der folgenden Tabelle aufgeführten Zusammensetzungen und Eigenschaften.

Legierung	Zusammensetzung in %					Mechan. Eigenschaften	
	Al	Zn	Mn	Si	Mg	Zugfestigkeit kg mm ²	Dehnung %
AZG	6	3	0,5	—	90,5	10 bis 15	3 bis 5
AZF	4	3	0,5	—	92,5	12 bis 18	4 bis 8

Zum Schmelzen dienen Stahltiegel, die elektrisch, gas-, öl- oder koksbeheizt sein können. Die Anlage in Abb. 4 zeigt ausschließlich koksbeheizte Öfen. Die Gießtemperatur liegt für Gesenke

zwischen 650 bis 680° je nach Art und Größe der Werkstücke. Trotz der höheren Zähflüssigkeit gegenüber Aluminiumlegierungen genügt diese Temperatur für Gesenkguß. Dadurch, ebenso wie durch Vermeidung von Werkstoffanhäufungen, werden weitestgehend Brandstellen verhütet. Der zum Einformen verwendete Sand weicht von den in der Aluminiumformerei gebräuchlichen Sorten ab, am besten eignet sich Kaiserslauterner Sand mit einem Schwefelzusatz von rund 10 v. H., der eine gute Gasdurchlässigkeit erzielt. Trichterform und Art des Anschnittes sind zu sehr von den einzelnen Formen abhängig, so daß eine Beschreibung hier zu weit gehen würde.

Die Schwindmaße liegen erfahrungsgemäß zwischen 1,2 und 1,4 v. H. je nach Form des Modells. Bei größeren Abmessungen erfordert die räumliche Form stärkste Beachtung der Schwindmaße.

Die Bearbeitung der Gesenke

Elektronmetall erfordert bei wirtschaftlicher Bearbeitung hohe Schnittgeschwindigkeiten. Auf Grund von Versuchen hat sich ergeben, daß die Bearbeitung am besten mit umlaufenden Preßluftwerkzeugen vorgenommen wird. Als Werkzeuge eignen sich alle im Handel erhältlichen umlaufenden Feilenfräser mittelgrober Hiebart für Leichtmetallbearbeitung. Die genaue Bearbeitung selbst erfolgt am zweckmäßigsten auf Friktionsspindel-

pressen oder auf sogenannten Tuschierpressen. Diese Maschine gestattet es, nach Fertigstellung der beiden Gesenkhälften eine Musterpressung herzustellen. Zu diesem Zweck ist der Bär, der mit den Führungshälsen fest verbunden ist, vom Demagzug abkuppelbar, so daß die Maschine dann als Fallwerk arbeitet. Mit Hilfe dieser Maschinen werden die eigentlichen Blechbearbeitungsmaschinen entlastet oder wirtschaftlich besser ausgenutzt.

Wirtschaftlichkeit

Beim heutigen Magnesiumpreis von 1,40 bis 1,50 RM./kg gegenüber Grauguß von 0,30 RM./kg verhalten sich die Gewichte wie 1:4. Rein theoretisch wäre nun Magnesium rund 20 v. H. teurer als Grauguß. Dem steht gegenüber, daß es eine weit bessere Bearbeitbarkeit besitzt und dadurch allein den geringen Mehrpreis mehrfach rechtfertigt. Die sehr viel größeren Schnittgeschwindigkeiten ermöglichen kurze Bearbeitungszeiten; auch die Dauerhaftigkeit ist für die heutige Stückzahl des Flugzeugbaues vollkommen ausreichend (die Brinellhärte liegt bei 55). Nach vorliegenden Erfahrungen verträgt der Werkstoff 500 bis 1000 Pressungen auf dem Fallhammer oder auf der Fallpresse. Dazu kommt noch, daß die sehr leichten Gesenke einfacher zu handhaben sind.

In Abb. 16 sind einige Erfahrungswerte zusammengestellt. Dabei ist von der im Karosseriebau üblichen Formel, die sich nur auf die Ausgangs-

fläche des Zuschnittes stützt, abgegangen, da diese den Belangen des Flugzeugbaues nicht immer entspricht. Ein Rippengesenk, mit dem z. B. lediglich der Bördel hochgestellt wird, erfordert denselben Zuschnitt wie eine durch ein verwickeltes Sicken-system ausgesteifte Rippe, trotzdem ist in letzterem Falle der Bearbeitungsaufwand für das Gesenk weit größer.

Man muß hier also einen grundsätzlichen Unterschied zwischen Flach- und Tiefpressungen, zwischen verwickelten und einfachen Pressungen machen. Der Abb. 16 sind deshalb Skizzen beigelegt, welche die Auswahl der Kostenlinien erleichtern. Um eine langwierige Unkostenrechnung zu umgehen, wurden die Kosten in Form von Stunden aufgetragen, und zwar in Abhängigkeit von der Gesenkfläche $\times$ Gesenktiefe und der Form. Die Darstellung kann, unter verschiedenen Verhältnissen angewendet, natürlich nur Richtwerte geben.

Abb. 15. Gießen eines großen Gesenkes



Zusammenfassung

Aus einer Zwangslage heraus wurde dem Gesenkbau ein Werkstoff zugeführt, der sich im praktischen Betrieb ganz ausgezeichnet bewährt hat. Erfahrungen sind jedoch nirgends so wertvoll wie im Gesenkbau. Allein die bloße Festlegung des Blechpresteiles auf dem Reißbrett erfordert bereits umfangreiche Kenntnisse. Deshalb dauert es einige Zeit, bis die verschiedenen Abteilungen, wie Modellbau, Gesenkbearbeitung und Presserei aufeinander eingespielt sind. Einen sofortigen Erfolg kann man hierbei nicht erzwingen. Wenn alle Voraussetzungen jedoch geschaffen sind, wird durch die beschriebenen Verfahren die Bereitstellung der für den heutigen Serienbau unentbehrlichen Gesenke in kürzester Zeit ermöglicht.

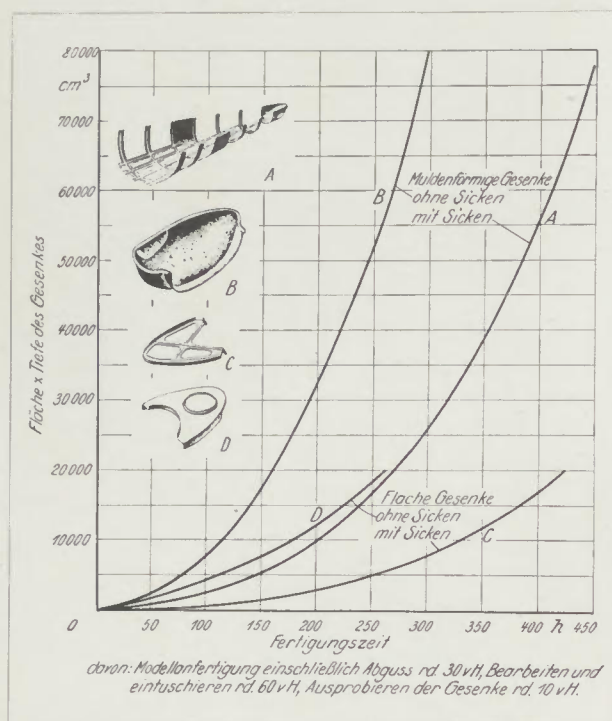


Abb. 16. Gesenkkosten für Presteteile abhängig von Form und Größe

Abb. 17. Fertige Streckklötze für Rumpfbehälterungen





DIE BEARBEITUNG GROSSER STRECKKLÖTZE

Elektrische Leitungsverlegungen in Flugzeugen

Fritz Borchert

Von der zum Betrieb des Flugmotors notwendigen Zündeinrichtung abgesehen, ist Elektrizität anfänglich im Flugzeugbau nicht zur Anwendung gelangt. Während des Weltkrieges wurde allerdings in beschränktem Umfange bereits Funkentelegraphie eingesetzt. Die Stromversorgung dieser Anlagen erfolgte von einem durch den Fahrtwind angetriebenen Generator. Die erforderlichen elektrischen Leitungen wurden von FT-Fachleuten nachträglich im fertigen Flugzeug untergebracht. Bei der damals überwiegend zur Anwendung gekommenen Gemischtbauweise (Holz und Stahl) bestand die Mitwirkung des Flugzeugbaues beim Einsatz von Funkanlagen nur darin, die in den Holzbaugliedern befindlichen Stahlteile metallisch miteinander zu verbinden.

In einem für heutige Begriffe äußerst bescheidenen Umfange wurde Elektrizität in den ersten Flugzeugen des Luftverkehrs eingesetzt. Der Einbau von Deckenbeleuchtung im Fluggastraum, die Beleuchtung des Führergerätebrettes und die nur auf besonderen Wunsch vorzusehende Außenbordbeleuchtung bereiteten den Konstrukteuren der ersten Verkehrsflugzeuge nicht die geringsten Schwierigkeiten. Diese Arbeiten wurden nämlich grundsätzlich dem Betriebselektriker oder einem aus dem Automobilbau hervorgegangenen Fachmann überlassen. Leitungsführung, Auswahl und Anordnung der Geräte waren Angelegenheiten, die nur den Betrieb beschäftigten.

Die Entwicklung immer größerer Verkehrsflugzeuge brachte auch einen ständig wachsenden Umfang der elektrischen Anlage mit sich. Obwohl es sich hierbei überwiegend um die Verwendung von Elektrizität für Beleuchtungszwecke handelte, wurde der Flugzeugkonstrukteur nun doch gezwungen, sich mit der elektrischen Anlage im Flugzeug zu beschäftigen. Die Mitarbeit des Konstrukteurs bestand in der Hauptsache aber nur darin, einen Schaltplan anzufertigen, die Leitungsquerschnitte zu bestimmen und besonders leichte, in anderen Industriezweigen bereits vorhandene elektrische Geräte auszuwählen. Der Einbau der gesamten Anlage wurde konstruktiv selten festgelegt, sondern dem Betrieb überlassen.

Die Verwendung des Flugzeuges für militärische Zwecke erforderte nicht nur eine Erweiterung der elektrischen Anlage, sondern brachte auch eine erhebliche Beschränkung der Raumverhältnisse mit sich. Da Erfahrungen für den Bau von Militärflugzeugen in Deutschland nicht vorlagen, wurde die elektrische Anlage nach obengenannten Gesichtspunkten eingebaut. Vom Konstruktionsbüro wurde der Schaltplan mit Leitungsquerschnitten und eine Stückliste, in der die einzubauenden Geräte aufgeführt waren, an den Betrieb geliefert. Nur der Einbauort der zu bedienenden Geräte wurde vorher festgelegt. Da die Einbauarbeiten aber immer erst am fast fertiggestellten Flugzeug vorgenommen werden konnten, mußte die elektrische Anlage da untergebracht werden, wo noch zufällig Platz vorhanden war. Hieraus ergab sich zwangsläufig, daß die Verlegung der elektrischen Leitungen wenig übersichtlich war (Abb. 1 und 2). Im Flugbetrieb zeigte sich dann, daß die Wartung und die Beseitigung von Störungen nur unter erheblichen Schwierigkeiten möglich war.

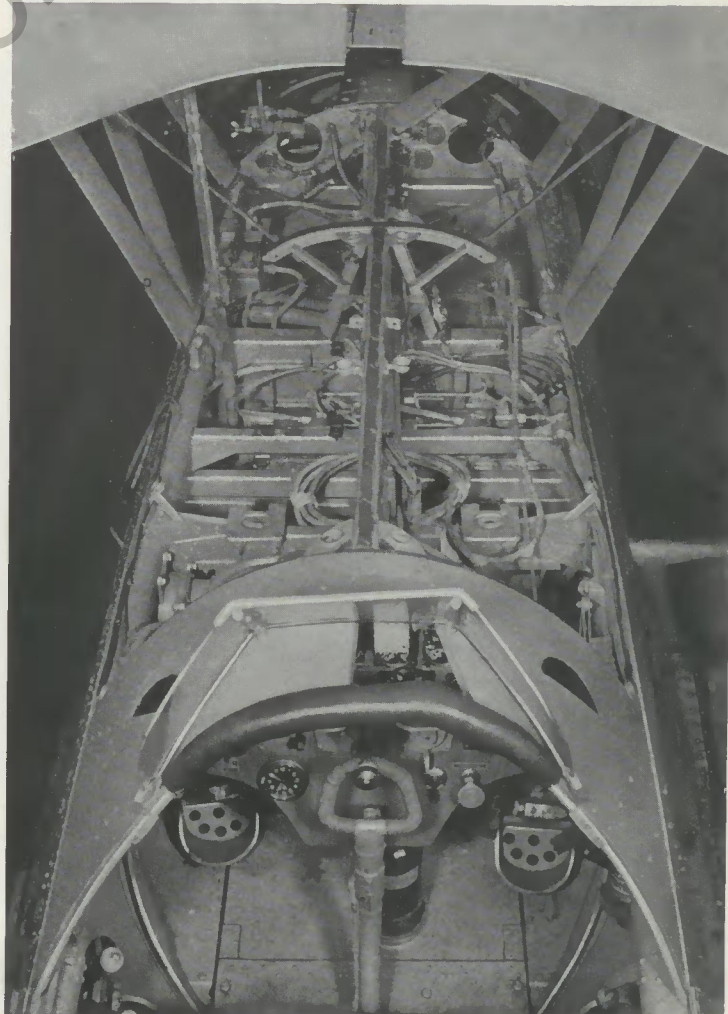


Abb. 1. Unübersichtliche Leitungsverlegung 1933—34

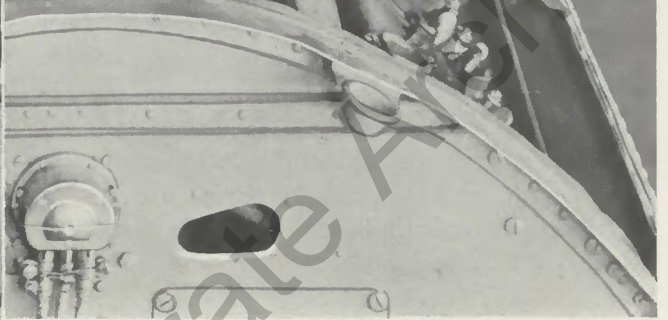
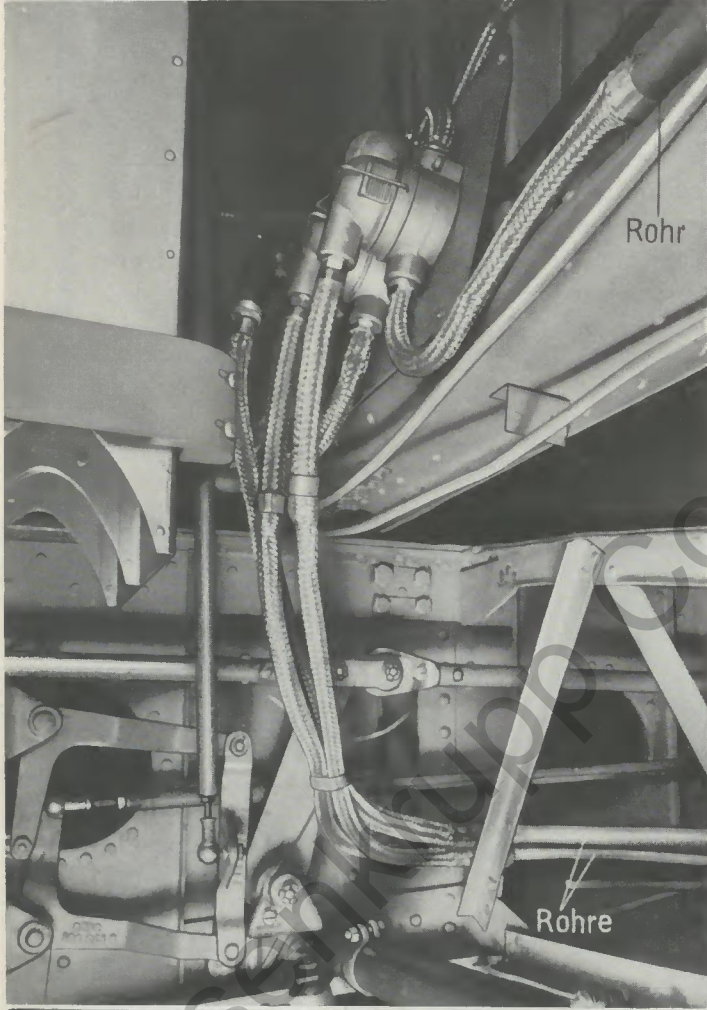
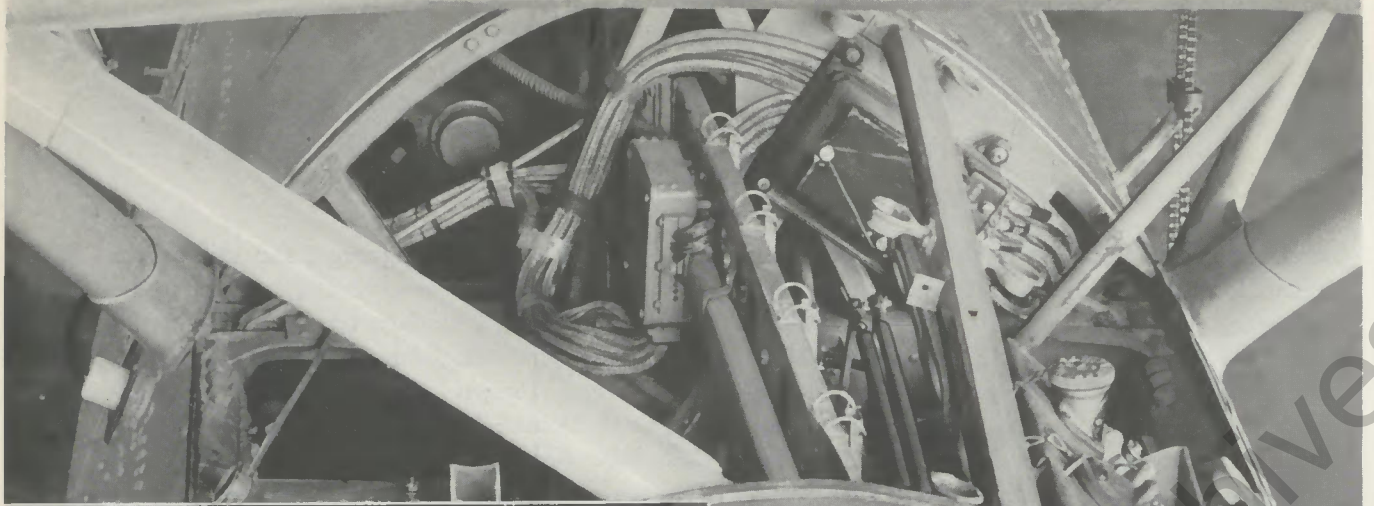
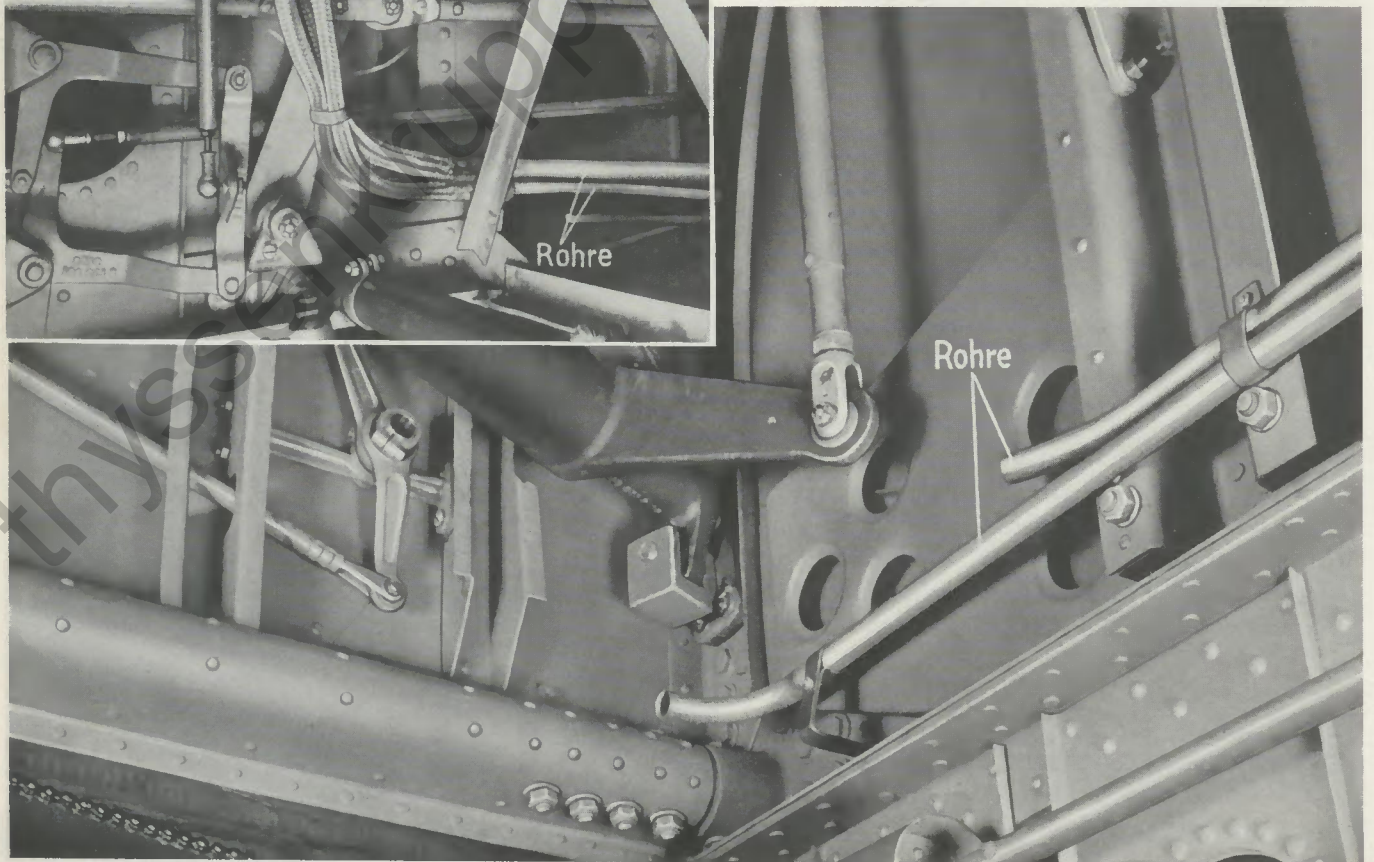


Abb. 2. Schlecht zugängliche und unübersichtliche Leitungsverlegung hinter der Führergerätafel (1933—1934)

Abb. 3. Verlegung der elektrischen Leitungen in Rohren und Entstörschlauch 1934. Erster Fortschritt

Abb. 4. Einbau der Rohre für elektrische Leitungen bereits bei der Zellenmontage 1934



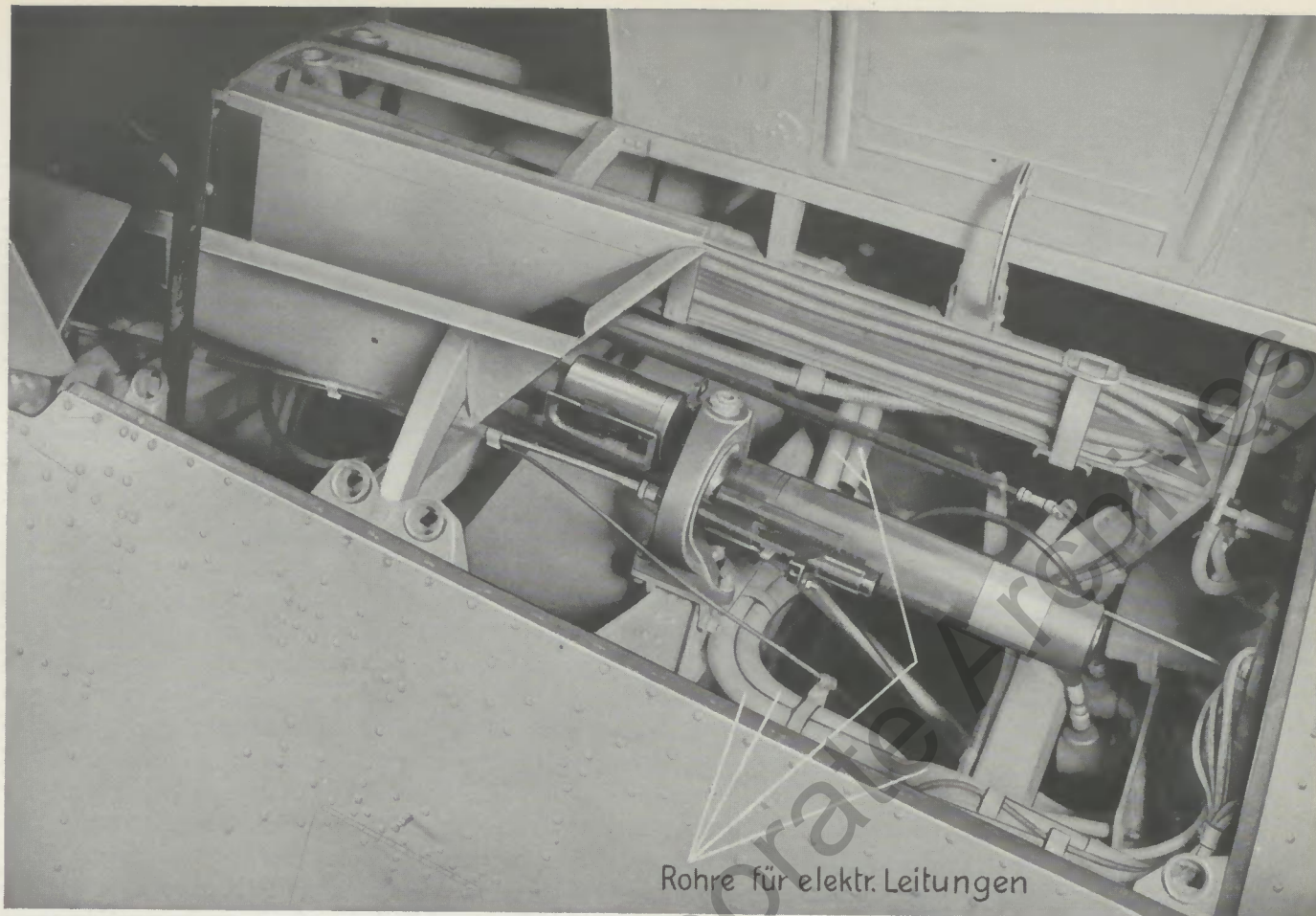
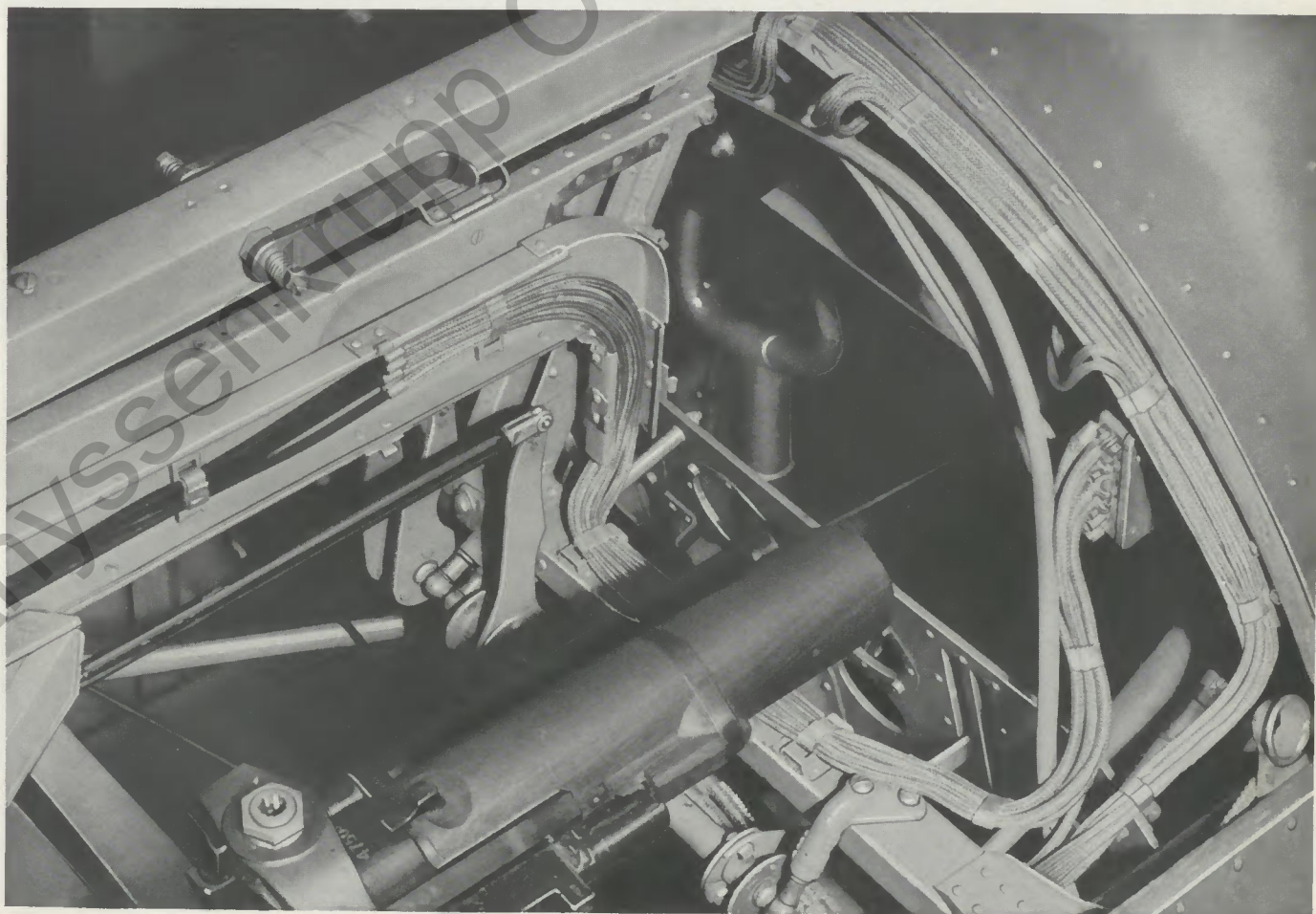


Abb. 5. Unübersichtliche Leitungsführung und schwierige Wartung 1934

Abb. 6. Fest eingebaute Kabelschächte und übersichtliche Verlegung der elektrischen Leitungen 1935. Zweiter Fortschritt

Die Beachtung sämtlicher vom RLM. herausgegebenen Einbauvorschriften und der Bau von Serienflugzeugen erforderten die Anfertigung besserer Werkstattunterlagen als bisher. Es hat

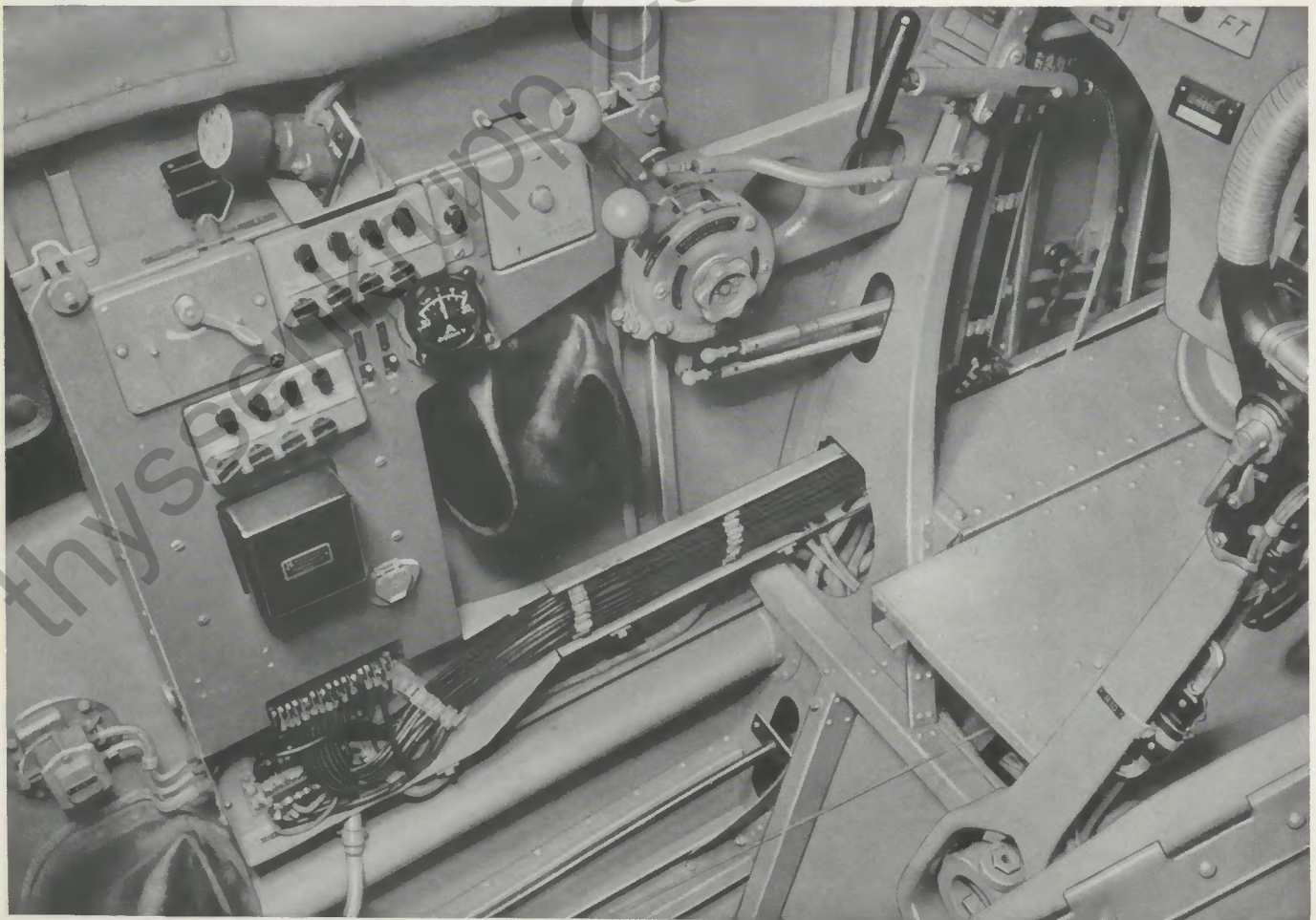


sich herausgestellt, daß es unmöglich ist, dem einzelnen Monteur im Serienbau Einbauüberlegungen zu überlassen, wenn die hergestellten Flugzeuge vollkommen gleich sein sollen. Im Konstruktionsbüro wurde deshalb dazu übergegangen, im Flugzeug Leichtmetallrohre anzuordnen (Abb. 3 und 4), in denen bei der Montage die elektrischen Leitungen untergebracht wurden. Beim Projekt des Flugzeuges und bei der Anordnung der elektrischen Geräte wurde auf die Unterbringung der Rohre anfänglich nicht genügend Rücksicht genommen. Es entstand ein sehr umfangreiches, unübersichtliches Rohrnetz, in dem die Störungssuche und ein notwendiges Auswechseln von Leitungen sehr schwierig war (Abb. 5). Dabei stellte sich auch heraus, daß die aus Gewichtsgründen sehr dünnwandigen Leichtmetallrohre bei größeren Montagearbeiten häufig zerstört wurden. Ein Auswechseln solcher Rohre war nur dann möglich, wenn sehr viele Ausrüstungsgegenstände ausgebaut wurden. Durch diese Schwierigkeiten angeregt, führten die bei HFW. angestellten Überlegungen bereits im Jahre 1934 zu der Erkenntnis, daß die allgemein übliche Art der Verlegung von elektrischen Leitungen und die Einzelanordnung von elektrischen Geräten in kurzer Zeit nicht mehr durchführbar sein kann. Die ständige Erweiterung der elektri-

schen Anlagen und die Annahme, daß die Lösung der gestellten Aufgaben nur bei noch größerer Inanspruchnahme der Elektrizität möglich ist, veranlaßten HFW. auf dem Gebiete der Verlegung von elektrischen Leitungen in Flugzeugen vollständig neue Wege zu gehen. Der Leitgedanke hierbei war damals, eine übersichtliche Zusammenfassung sämtlicher elektrischen Geräte und Leitungen zu erreichen.

Im Jahre 1935 wurde ein Versuchsflugzeug hergestellt, in dem statt der zahlreichen Leichtmetallrohre aus Blech hergestellte Schächte fest eingebaut wurden. In diesen Schächten wurden sämtliche elektrischen Leitungen gesammelt und in übersichtlicher Weise nebeneinander verlegt (Abb. 6). Ein mit Schnellverschlüssen aufgebrachter Deckel ermöglicht eine einwandfreie Störungssuche. In diesem widerstandsfähigen, geschlossenen Blechkasten sind die elektrischen Leitungen gegen Beschädigungen bei Montage zuverlässig geschützt. Außerdem konnte bei dieser Ausführung auch der für einen störungsfreien Funkverkehr notwendige Entstörschlauch gespart werden. Bei diesem Flugzeug wurden auch die im Führerraum einzeln angeordneten elektrischen Geräte auf einer Schalttafel gesammelt. Die Schalttafel war so ausgebildet, daß die durch die große Zahl der Geräte bedingte

Abb. 7. Vereinigung der elektrischen Geräte auf einer herausnehmbaren Schalttafel 1935



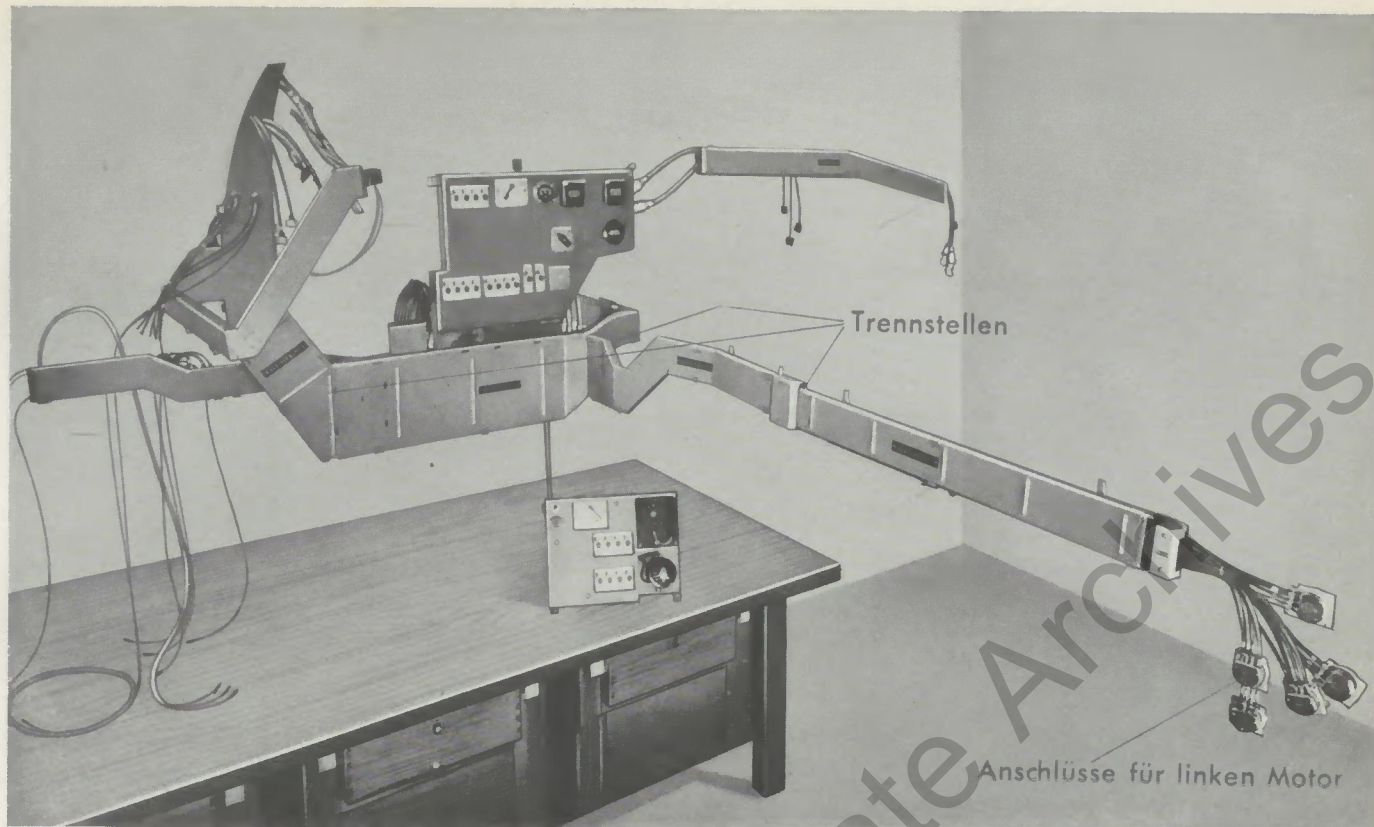
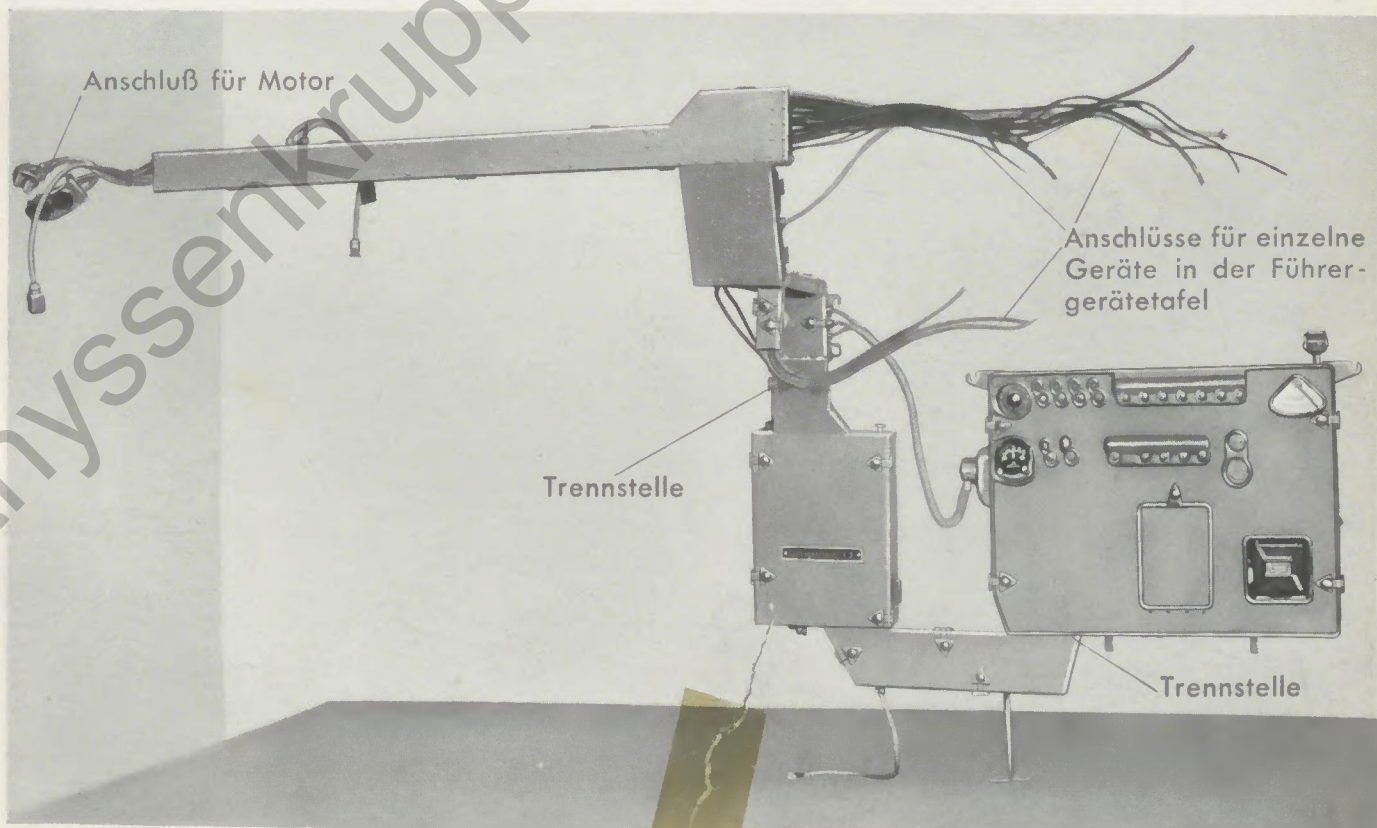
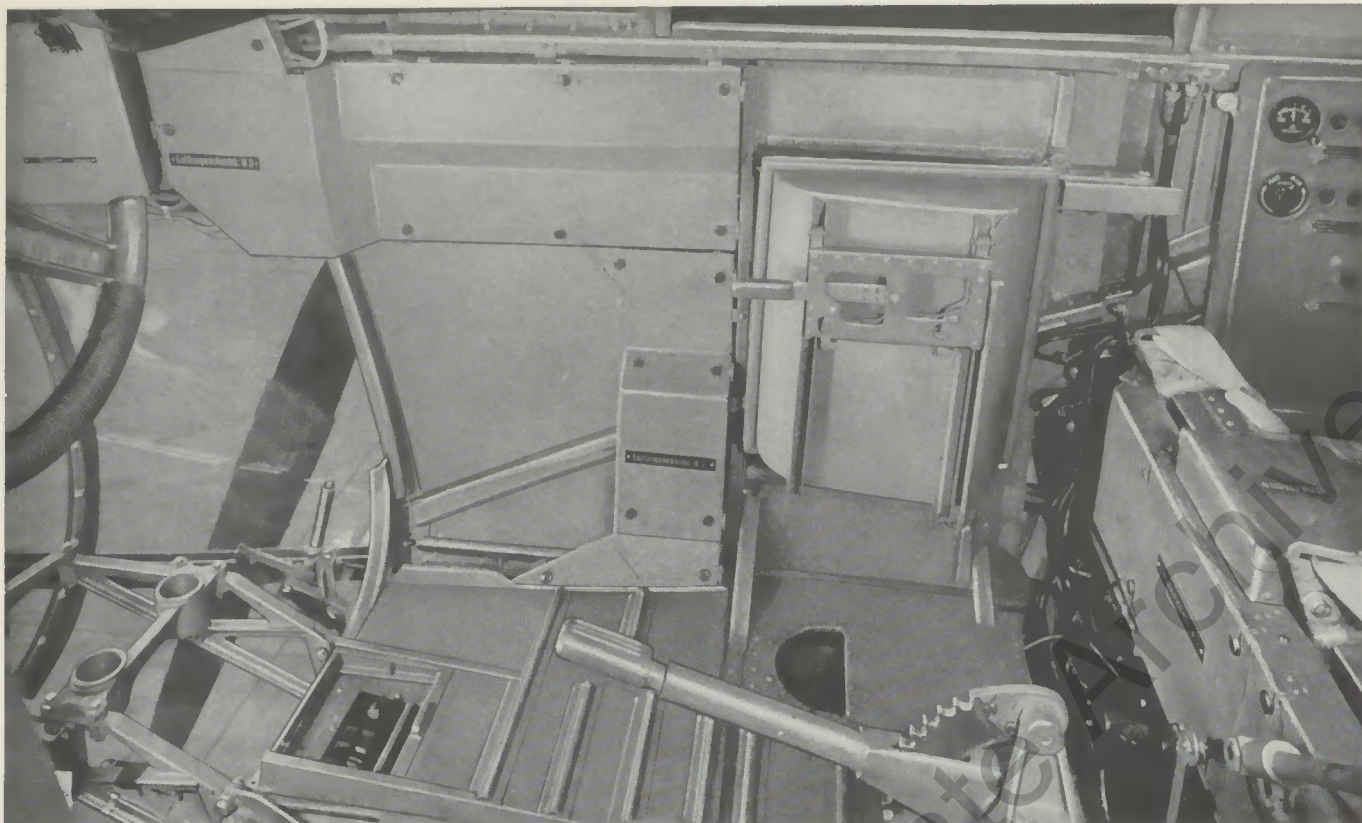


Abb. 8. Außerhalb des Flugzeuges hergestelltes Bordnetz für eine zweimotorige Maschine. Dritter Fortschritt

Abb. 9. Am Arbeitsplatz hergestelltes Bordnetz für ein einmotoriges Flugzeug 1936

umfangreiche Verlegung der elektrischen Leitungen außerhalb des Flugzeuges ausgeführt werden konnte. Sie konnte als fertiges Teil in das Flugzeug eingesetzt und mit Schnellverschlüssen befestigt werden (Abb. 7). Bei der Montage des Flugzeuges stellte sich heraus, daß die Verlegung der elektrischen Leitungen in Kabelschächten einen erheblichen Vorteil bot. Es zeigte sich weiter, daß durch die Ausbaumöglichkeit der Schalttafel eine wesentliche Verkürzung der Montage- und Wartungszeit erzielt wurde.

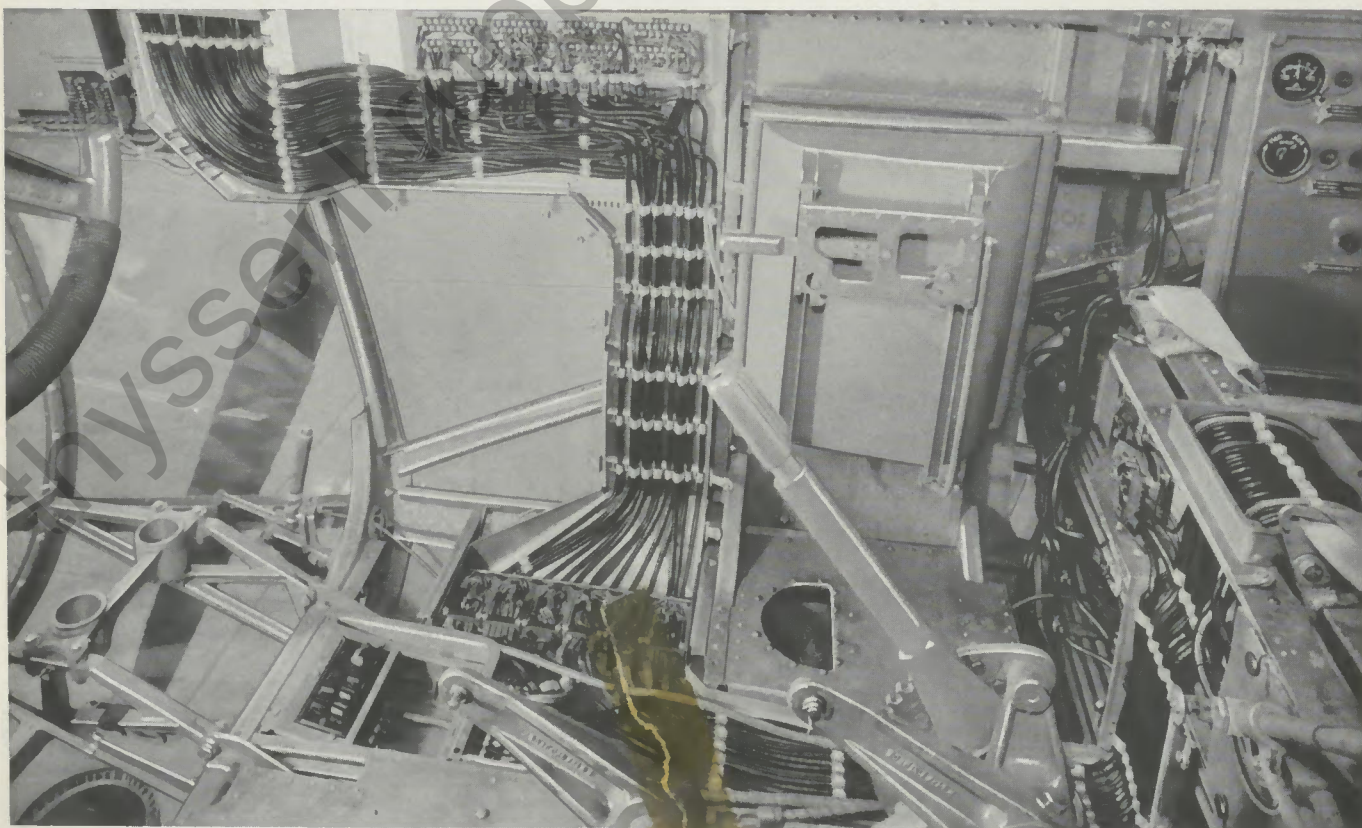




Da die Montage der elektrischen Anlage bisher nur am fast fertigen Flugzeug vorgenommen werden konnte, wurden hierdurch die Liefertermine erheblich beeinflusst. Die bei dem obengenannten Flugzeug gemachten Erfahrungen mit der Schalttafel veranlaßten HFW., das nun folgende Flugzeugbaumuster so auszubilden, daß die gesamte elektrische Ausrüstung außerhalb des Flugzeuges hergestellt und zusammengeschaltet werden kann (Abb. 8 und 9). Bei schwer zu behebenden Störungen durch Schußverletzungen oder sonstigen auftreten-

Abb. 10. Geschlossene Kabelschächte der Rumpfform angepaßt

Abb. 11. Kabelschächte ohne Deckel mit Trenn- und Verteilerstellen



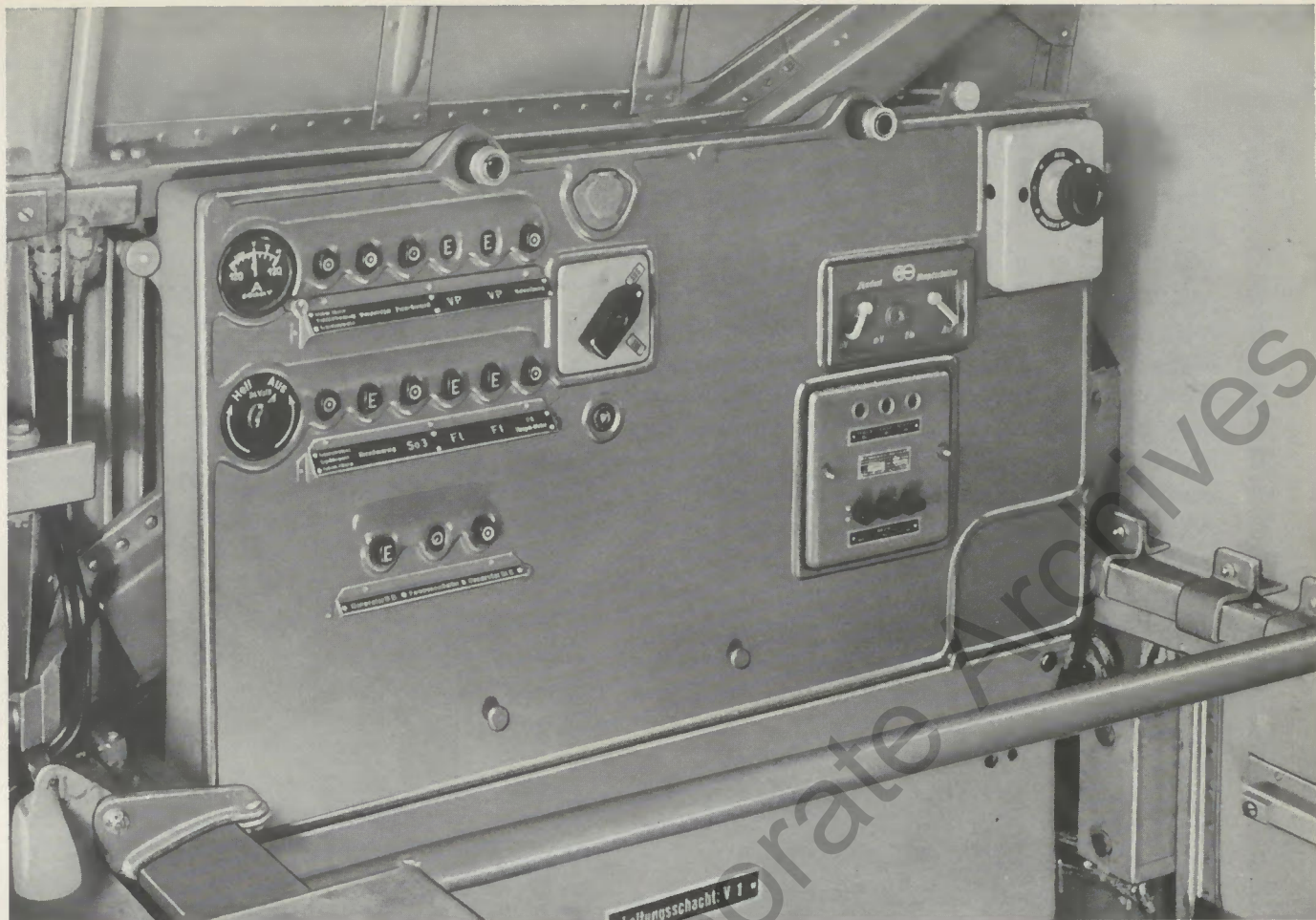
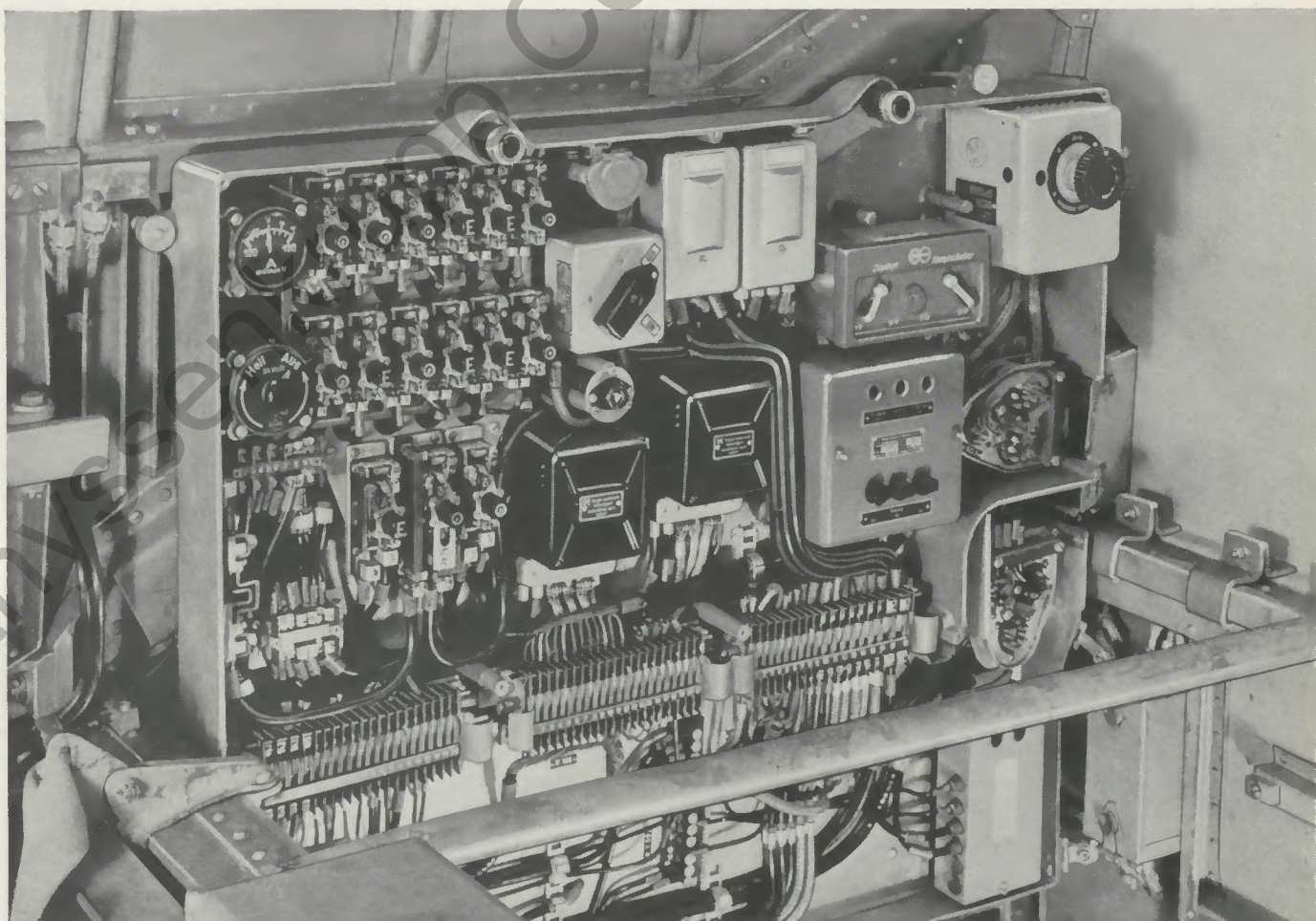


Bild oben: Abb. 12. Schalttafel. Nur die zu bedienenden Geräte sind auf der Schalttafel sichtbar. Bild unten: Abb. 13. Schalttafel ohne Deckel

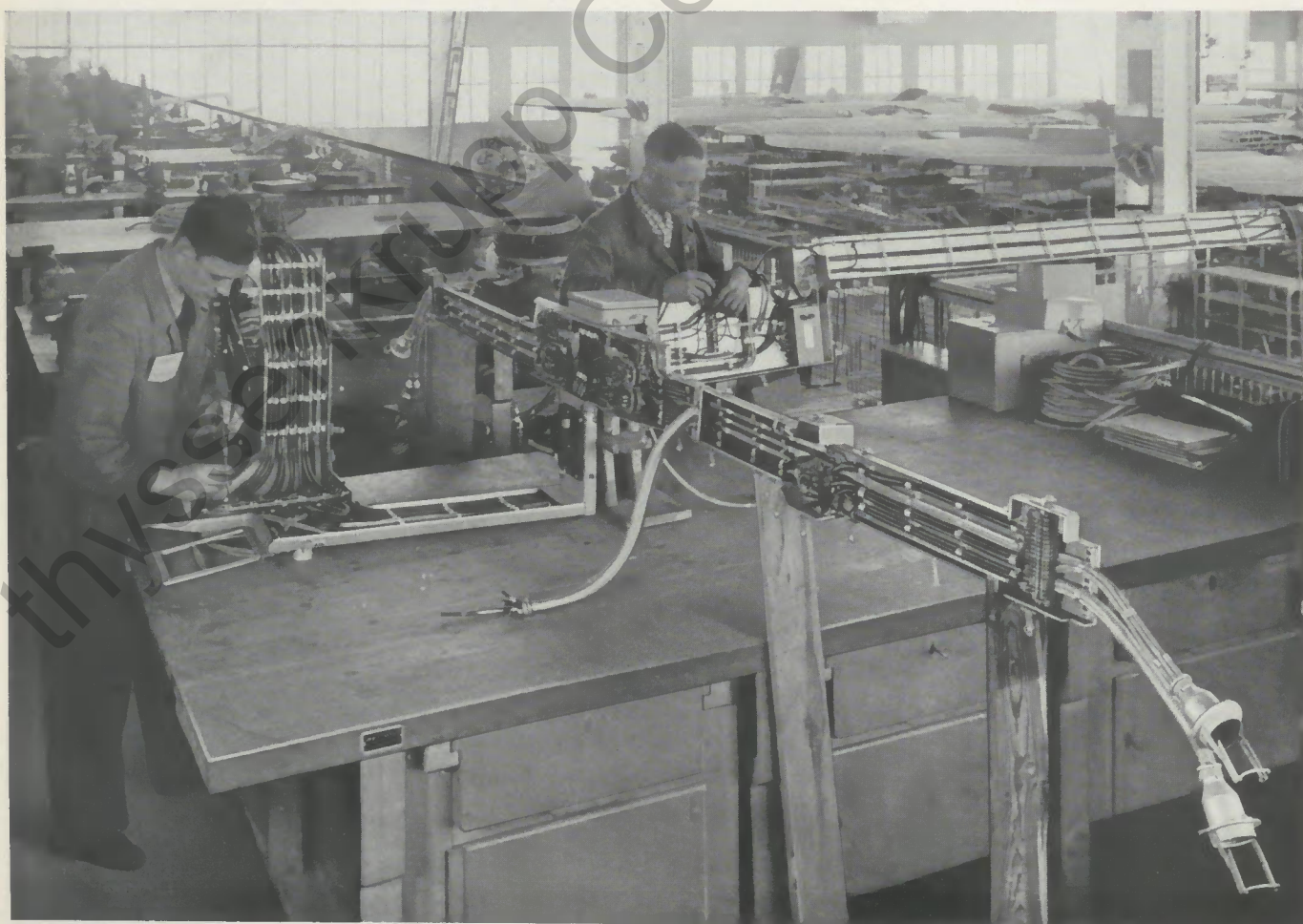


den größeren Schäden ist es bei dieser Bauweise nicht mehr nötig, das Flugzeug zur Vornahme von Reparaturen an der elektrischen Anlage stillzulegen. Die Austauschbarkeit der einzelnen Anlagenteile ermöglicht es, dieselben vorrätig zu halten und einzusetzen. In besonderen Fällen ist es auch möglich, die einzelnen Leitungsschächte und Schalttafeln bei Spezialfirmen herzustellen. Die Austauschbarkeit der Schalttafeln und Leitungsschächte gestattet die Herstellung derselben für Serienflugzeuge auf Lager, ohne dabei an die Maschine gebunden zu sein, in die sie später eingesetzt werden sollen. Diese Bauweise läßt sich aber nur durchführen, wenn am Ende eines jeden Kabelschachtes Trennstellen angeordnet werden. Besonders zweckmäßig bei dieser Bauweise ist die Störungssuche durchzuführen, da nach Abnehmen der mit Schnellverschlüssen befestigten Deckel sämtliche Leitungen und Anschlußklemmen im gesamten Flugzeug leicht zu übersehen sind (Abb. 8 und 9). Alle Schalttafeln und Kabelschächte besitzen elektrische Steckverbindungen, die durch ihre Ausführung oder eine entsprechende Bezeichnung jede Verwechslung unmöglich machen.

Obwohl diese von HFW. entwickelte Bauweise, die Kabelschächte durch das Einfügen von Trenn-

stellen herausnehmbar zu gestalten, seinerzeit vom RLM. als einführungsreif bezeichnet wurde, sahen die übrigen deutschen Flugzeugfirmen Schwierigkeiten hierin. Nachdem auf Veranlassung des RLM. im Anfang des Jahres 1937 den Vertretern der größeren deutschen Flugzeugfirmen bei HFW. die Gelegenheit geboten wurde, die Konstruktionszeichnungen unserer Anlagen und deren Herstellung im Betrieb zu besichtigen, findet diese Bauweise immer größere Anwendung im deutschen Flugzeugbau. Nach Behebung einiger kleinerer Mängel an der Erstauführung wurde die Bauweise von HFW. weiter vervollkommen und ausgebaut (Abb. 10, 11, 12 und 13). Es ist heute möglich, bereits bei Flugzeugprojekten eine bis ins einzelne gehende Planung der elektrischen Anlage vorzunehmen. Für die Herstellung im Betrieb werden im Konstruktionsbüro Unterlagen geschaffen, die dem Monteur jede Einbauüberlegung ersparen und eine einwandfreie Ausführung der gesamten Anlage gewährleisten. Der im Konstruktionsbüro entstehende höhere Aufwand wird bereits bei Musterflugzeugen durch die betrieblichen Vereinfachungen ausgeglichen. Durch diese Bauweise ist erst die Voraussetzung geschaffen, die heute sehr umfangreiche elektrische Anlage bei Großserien einzubauen und zu warten.

Abb. 14. Zusammenbau der Kabelschächte zum Durchprüfen der Anlage



Die Rolle von Forschung und Versuch in der Praxis des Flugzeugbaues ¹⁾

Von Dr.-Ing. K. Rühl

Für Forschungs- und Versuchsarbeiten auf dem Gebiete der Luftfahrt sind in den letzten Jahren in Deutschland eine Reihe großer Anstalten erbaut worden. Nachdem der Auftrag gegeben war, eine Luftfahrtforschung zu schaffen, die an Ausstattung und Leistung keiner anderen in der Welt unterlegen sein sollte, wurde er durch den Ausbau der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof (DVL.) — der einem Neubau gleichkam —, die Gründung der Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Göring in Braunschweig, die Erweiterung der Aerodynamischen Versuchsanstalt in Göttingen und die Unterstützung weiterer Institute, wie der Deutschen Versuchsanstalt für Segelflug in Darmstadt und des Flugfunkforschungsinstitutes Oberpfaffenhofen erfüllt. Von diesen Stätten deutscher Luftfahrtforschung ist die DVL. nahezu fertiggestellt. Sie umfaßt Institute und Abteilungen

- für Aerodynamik, Flugmechanik, Seeflugwesen, Festigkeit und Werkstofforschung,
- für Triebwerksgestaltung, Triebwerksmechanik, Thermodynamik, Betriebsstofforschung und Gasdynamik,
- für Elektro-Physik, Bordgeräte, Bildwesen, Flugmedizin.

Die Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Göring befindet sich mit mehreren Instituten im Ausbau. Die Göttinger Anstalt ist mit älteren und neueren Windkanälen im Betrieb. Hinzu kommen die Flugtechnischen Institute an den Hochschulen in Aachen, Berlin, Darmstadt, Hannover, Stuttgart und wiederum in Braunschweig, wo neben der Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Göring eine ganze Gruppe von dem Unterricht dienenden Instituten der Technischen Hochschule vor wenigen Monaten eingeweiht wurde.

Mit der Tätigkeit dieser Stellen ist der Umfang der wissenschaftlichen Arbeit in der Luftfahrt jedoch nicht erschöpft. Auch die Luftfahrtindustrie muß heute Arbeiten von gleichem Charakter leisten. Die folgende Übersicht über einige Forschungs- und Versuchsarbeiten der Henschel Flugzeug-Werke ist bestimmt, dafür ein Beispiel zu geben, wobei selbstverständlich ist, daß auch in anderen Werken ähnliche Arbeiten entstanden sind.

Einen ersten Einblick über die Einschaltung wissenschaftlicher Arbeitsverfahren gibt ein (vereinfachter) Organisationsplan der Konstruktionsabteilung (Abb. 1). Diese Organisation könnte natürlich

¹⁾ Erweiterte Ausarbeitung eines Vortrages vor der Fakultät für Schiffs- und Maschinenbau der Technischen Hochschule Danzig am 28. 2. 1939.

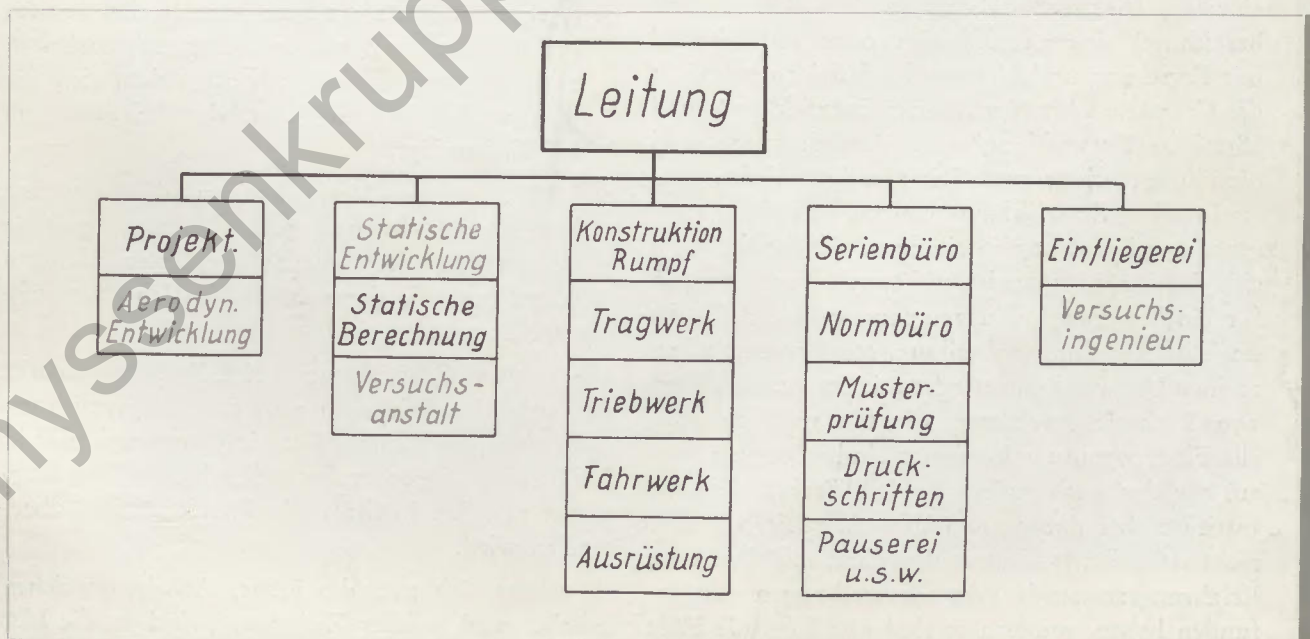


Abb. 1. Organisationsplan der Konstruktionsabteilung

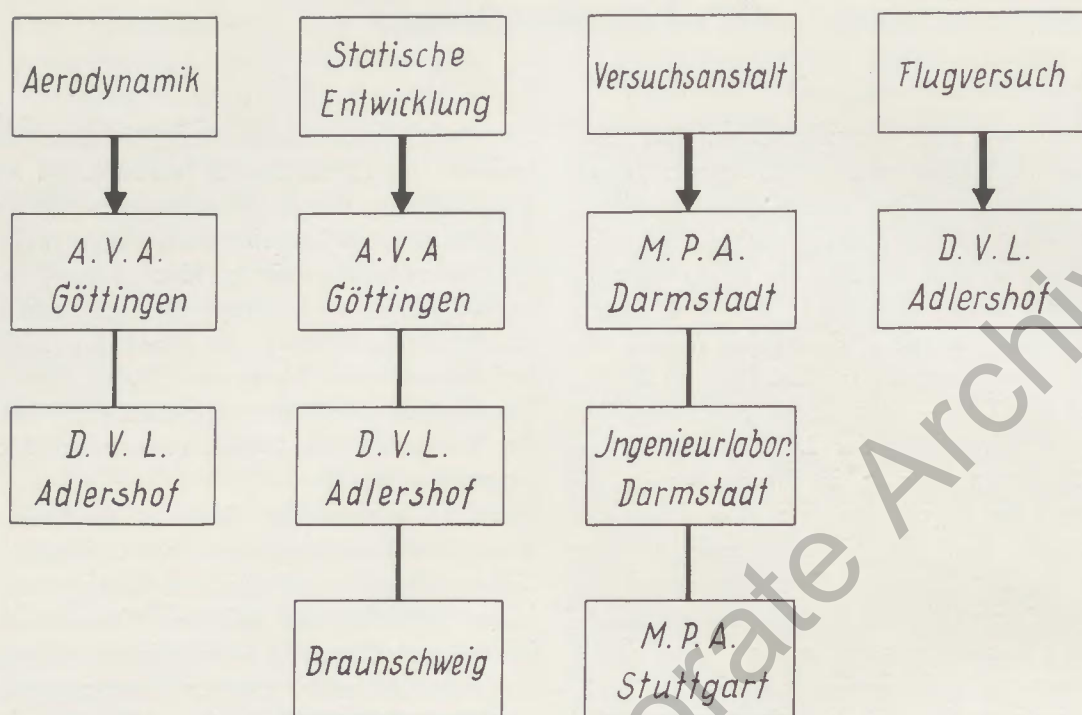


Abb. 2. Zusammenarbeit der Henschel Flugzeug-Werke A. G. mit Forschungs- und Versuchsanstalten

auch anders eingerichtet werden, aber damit würde nur der Platz der einzelnen Arbeiten verschoben werden, die Arbeiten selbst nicht wegfallen. Der dargestellte Plan zeigt, daß nicht weniger als vier einzelne, abgetrennte Gruppen (auf Abb. 1 grau bezeichnet) sich ausschließlich oder überwiegend mit Forschung und Versuch beschäftigen, nämlich: die Gruppen „Aerodynamische Entwicklung“ und „Statische Entwicklung“, die Versuchsanstalt und die Flugversuchsgruppe. Die aerodynamischen und statischen Entwicklungsgruppen sind ausgesprochene Forschungsabteilungen. Sie beschäftigen sich in der Hauptsache nicht mit Berechnungen für ein bestimmtes Flugzeugmuster, wie z. B. die statische Berechnungsabteilung, sondern mit allgemeinen Untersuchungen oder mit der Ausarbeitung von Rechnungsverfahren, die für mehrere oder alle Flugzeugmuster bestimmt sind. Darüber hinaus wurden auch außerhalb des Werkes stehende Institute herangezogen (Abb. 2). Hierbei sind nicht etwa alle Institute aufgeführt, mit denen ein Erfahrungsaustausch oder Besprechungen stattgefunden haben, sondern es sind nur folgende Fälle berücksichtigt:

1. HFW. hat bezahlte Versuchsaufträge gegeben oder für eine ganz bestimmte Untersuchung finanzielle Unterstützung zugesagt.
2. Angestellte von HFW. haben für längere Zeit (mehrere Wochen) in dem betreffenden Institut bei den Arbeiten des Institutes mitgearbeitet, oder Mitarbeiter der Institute haben sich für längere Zeit bei HFW. an den Arbeiten von HFW. beteiligt.
3. HFW. hat für Versuchsreihen, die von dem betreffenden Institut geplant waren, größere theoretische oder zahlenmäßige Untersuchungen ausgeführt, die dann durch die Versuche nachgeprüft worden sind.

Die gesamte Übersicht zeigt eine Zusammenarbeit, die wahrscheinlich auch von der gelegentlich als musterhaft gerühmten Gemeinschaftsarbeit der in Kalifornien liegenden amerikanischen Flugzeugwerke mit den Instituten in Pasadena nicht übertroffen wird.

Es erhebt sich nun die Frage, Arbeiten welchen Inhaltes und welcher Zielsetzung sind es, die hier geleistet wurden und werden. Der erste Auf-



STARTKLARMACHEN HS 126

gabenkreis umfaßt aerodynamische Untersuchungen. Eine Zusammenarbeit mit der Versuchsanstalt in Göttingen und der DVL. wird hier schon durch die regelmäßigen Aufträge auf Windkanaluntersuchungen herbeigeführt. Die aerodynamische Forschungsgruppe im Werk selbst hat eine Reihe besonderer Aufgaben erhalten und gelöst. Hierher gehört z. B. die Ermittlung der Höhenleitwerkslast aus der Festigkeit des Tragwerkes. Die in den Bauvorschriften festgelegte Höhenleitwerkslast infolge Ruderbetätigung ($0,5 q$) ist seinerzeit auf Grund nur weniger Erfahrungen angenommen worden und berücksichtigt in keiner Weise die Baugrößen und Festigkeitsverhältnisse des ganzen Flugzeuges. Da aber selbstverständlich eine bestimmte (mittels Ruder aufgebrachte) Höhenleitwerkslast eine bestimmte Flugbewegung und dadurch ganz bestimmte Lasten auf das Tragwerk erzeugt, kann man als vernünftige obere Grenze diejenige Höhenleitwerkslast ansetzen, die die höchste, zulässige Tragwerksbeanspruchung bewirkt. Ein Verfahren für derartige Berechnungen ist als Bericht der Henschel Flugzeug-Werke A. G. bereits 1937 veröffentlicht worden²⁾. Inzwischen durchgeführte Nachrechnungen haben ergeben, daß für Flugzeuge der Lastgruppe 3 der Wert von $0,5 q$ für die Höhenleitwerkslast zu hoch ist. Weitere Rechnungen über Druckverteilung auf Profile, über Abwindverhältnisse, Stabilität usw. sind in Durchführung.

²⁾ W. Schmidt und R. Clasen: Luftkräfte auf Flügel und Höhenleitwerk bei einem Höhenruderausschlag. Jahrbuch 1937 der Deutschen Luftfahrtforschung I, S. 169.

Im Zuge dieser Untersuchungen ist es auch gelungen, die Druckverteilung auf Ober- und Unterseite eines Profils mit wechselnd gekrümmter Mittelachse durch konforme Abbildung aus der Strömung um einen elliptischen Zylinder abzuleiten.

Der zweite Aufgabenkreis, für den bei HFW. wissenschaftliche Arbeit eingesetzt wurde und bei dem wissenschaftlich interessante Ergebnisse herauskamen, war die Berechnung der Flügelschwingungen, d. h. derjenigen sogenannten kritischen Geschwindigkeit, bei der ein im Luftstrom liegender Flügel angefachete, sich rasch steigende Schwingungen ausführt.

Schon die einfachste Überlegung der bei Flügelschwingungen vorliegenden physikalischen Verhältnisse zeigt, daß es sich hier um sehr verwickelte Vorgänge handelt. Stellt man sich z. B. vor, daß ein Flügel (der im Luftstrom mit der Geschwindigkeit v liegt) durch irgendeinen vorübergehenden Anlaß, etwa eine Böe, eine Steuerbetätigung oder dergleichen nach unten ausgelenkt worden ist, so wird er nach Erreichen des Höchstwertes der Auslenkung (f) zurückfedern, d. h. die mit der Auslenkung verbundenen federnden (elastischen) Spannungen im Flügel führen den Flügel zurück. Liegt nun der Schwerpunkt der Flügelmassen hinter der Resultierenden der zurückführenden Federkräfte, die man sich in der elastischen Achse angreifend denken kann, so bilden die rückführende Federkraft und der Trägheitswiderstand der Flügelmasse, der auftritt, wenn die Masse

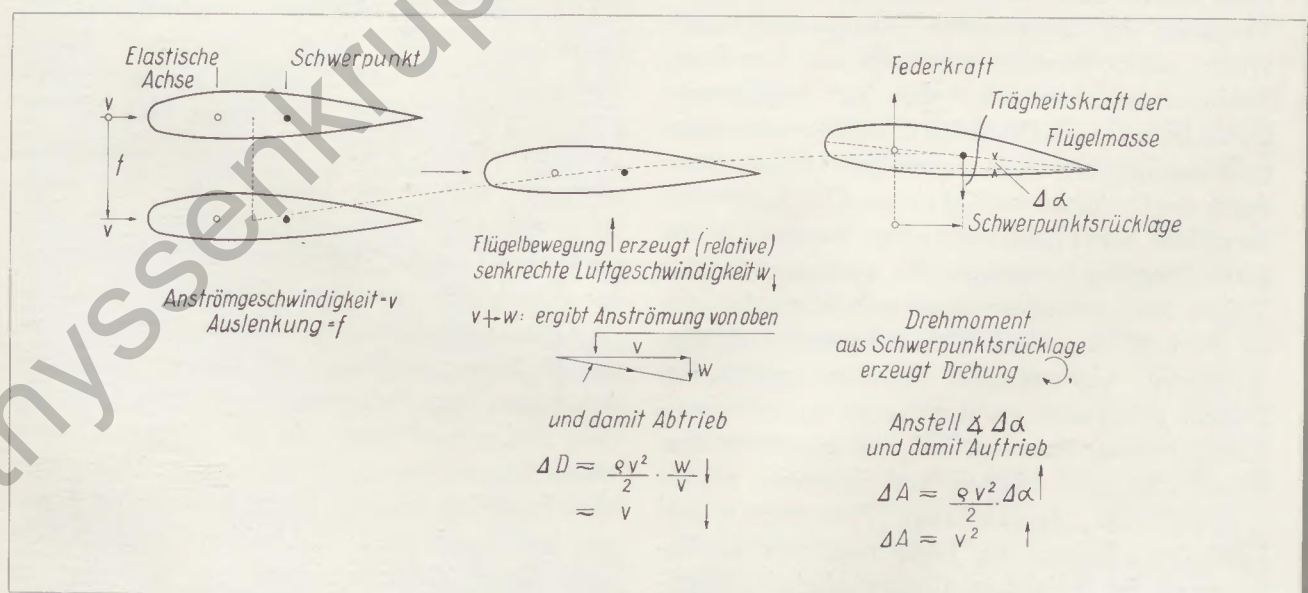


Abb. 3. Beispiele für einige physikalische Vorgänge bei Flügelschwingungen

bewegt werden soll, ein Drehmoment, das den Flügel aufwärts verdreht (Abb. 3, rechts). Hierdurch entsteht ein positiver Anstellwinkel des Flügels und dadurch ein nach oben gerichteter Auftrieb (ΔA), der also die Bewegung unterstützt, den Flügel anfaht. Dieser Auftrieb ist proportional dem Staudruck, also proportional v^2 . Andererseits wird der Flügel durch seine nach oben gerichtete Bewegung mit der Geschwindigkeit w (Abb. 3, Mitte) von oben angeblasen, d. h. Anströmgeschwindigkeit v und Geschwindigkeit w der Flügelbewegung ergeben eine wirksame Anströmrichtung, die mit dem Flügel einen negativen Anstellwinkel bildet und einen Abtrieb ΔD liefert, der die Flügelbewegung dämpft. Dieser Abtrieb ist proportional der Geschwindigkeit v . Da der anfachende Auftrieb durch die Verdrehung des Flügels proportional dem Staudruck, also dem Quadrat der Geschwindigkeit ist, ist es plausibel, daß somit von einer bestimmten Geschwindigkeit ab die Anfachung überwiegen wird. Diese ganz einfache Betrachtung umfaßt in Wirklichkeit nur einen Teil der wirkenden Kräfte, zeigt aber bereits folgendes:

Wenn man die beschriebene Bewegung berechnen wollte, müßte man außer den aerodynamischen Kräften die Flügelmasse, die Schwerpunktslage, die Lage der elastischen Achse, die Biegesteifigkeit und die Drehsteifigkeit kennen, denn von allen diesen Werten hängen die auftretenden Auslenkungen, Geschwindigkeiten, Kräfte usw. ab. In Wirklichkeit sind die Verhältnisse noch viel komplizierter. Denn erstens sind für derartige rasch verlaufende Vorgänge die auftretenden instationären Luftkräfte außerordentlich schwierig zu berechnen, zweitens entstehen außer den hier angegebenen Luftkräften (durch Drehwinkel und Verschiebungsgeschwindigkeit w) noch weitere Luftkraftmomente durch die Drehgeschwindigkeit des Flügels, drittens verschiebt der Flügel sich nicht wie eine ebene Platte, sondern schwingt wie ein eingespannter Träger mit bestimmter Biegeverdrehlinie, hat also an jeder Stelle andere Verschiebungen und Verdrehungen, viertens sind bei allen praktischen Flügeln Querruder vorhanden, die an der elastischen Steuerung befestigt sind, also gegenüber dem Flügel schwingen können und ihrerseits weitere Gruppen von Massenkraften, Federkräften und Luftkräften liefern. Im Jahre 1934 war zur Berechnung der kritischen Geschwindigkeit folgendes vorhanden:

Erstens mehrere theoretische Arbeiten von verschiedenem Wert, darunter eine von Dr. Küssner, die alle auftretenden Kräfte außerordentlich exakt erfaßte, aber naturgemäß zu sehr verwickelten Untersuchungen führte. In den Flugzeugwerken wurde infolgedessen praktisch nicht nach ihr gerechnet. Zweitens war eine Reihe von Erfahrungen dadurch vorhanden, daß Unfälle durch Flattern aufgetreten waren, und aus beiden zusammen hatte man eine ganz einfache Näherungsformel gewonnen. Zur Anwendung dieser Näherungsformel wurde zunächst die Drehfrequenz des Flügels bestimmt. Die Drehfrequenz des Flügels ist diejenige Frequenz, d. h. diejenige Zahl von Schwingungen pro Minute oder in einer anderen bestimmten Zeit, mit der der Flügel ausschwingt, wenn man ihn auf Verdrehung belastet und dann plötzlich entlastet. Läßt man auf den Flügel eine wechselnde, Verdrehung erzeugende Kraft wirken, so werden wie bei allen schwingungsfähigen Systemen die Ausschläge sehr groß, wenn die Lastwechselzahl der erregenden Kraft mit dieser Eigenfrequenz des Flügels übereinstimmt, also der Flügel in Resonanz schwingt. Man nahm nun einen sogenannten Standschwingungsversuch mit dem Flugzeug vor, d. h. man baute eine durch Elektromotor betriebene Unwucht an und ließ sie alle Frequenzen von 200 bis etwa 2000 oder 3000/min durchlaufen. Bei den verschiedenen Eigenfrequenzen des Flügels (Biegegrundschwingung, Drehung usw.) nehmen die Ausschläge des Flügels dabei hohe, stark auffallende Werte an. Aus der niedrigsten festgestellten Drehfrequenz berechnete man dann die kritische Geschwindigkeit, indem man die Drehfrequenz mit einem bestimmten Faktor multiplizierte, der in Wirklichkeit aus der Statistik gewonnen war. Denn diese zeigte, daß bei den Unfällen dieser Faktor innerhalb bestimmter, allerdings sehr weiter Grenzen lag. Von ihnen nahm man einen Mittelwert. Bereits aus der oben erwähnten Tatsache, daß außer der Drehsteifigkeit, der Flügelmasse und ihrer Verteilung, die ja die Drehfrequenz bestimmen, noch die Biegesteifigkeit und die Schwerpunktslage, die Lage der elastischen Achse usw. von Bedeutung sind, ergibt sich, daß diese Näherungsformel, die alle übrigen Größen vernachlässigte, nur einen ganz rohen Näherungswert darstellen konnte. Die praktischen Erfahrungen bestätigten dies. Zahlreiche Flugzeuge, die nach dieser Näherungsformel als gefährlich zu betrachten waren, überschritten in Wirklichkeit

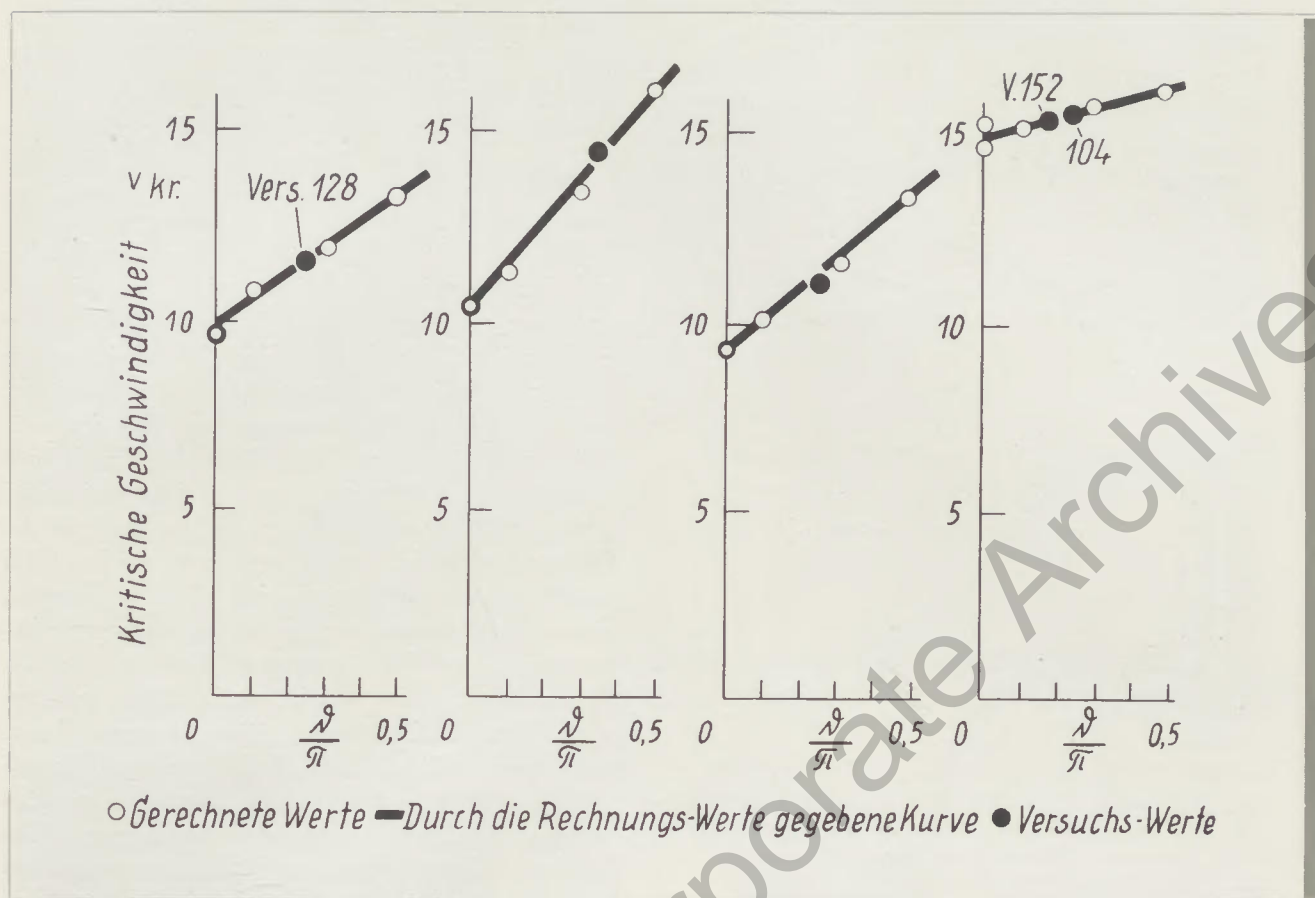


Abb. 4. Versuchsergebnisse der DVL. über Flügelschwingungen. Versuchspunkte sind in die gerechneten Kurven eingetragen und zeigen vollkommene Übereinstimmung

die vermuteten kritischen Geschwindigkeitswerte bei weitem, ohne daß Flügelflattern auftrat.

Die Gruppe „Statische Entwicklung“ erhielt infolgedessen die Aufgabe, zunächst einmal nach den verschiedenen Verfahren, die bis dahin bekannt, aber kaum je zahlenmäßig angewendet worden waren, für ein ganz beliebiges Beispiel die kritische Geschwindigkeit eines Flügels zahlenmäßig zu berechnen. Die Rechnung wurde durchgeführt (mitgeteilt Januar 1936 auf der Lilienthaltagung in Darmstadt³⁾) und brachte bereits den ersten Erfolg. Sie zeigte, daß das genaueste angewandte Verfahren große Abweichungen im Vergleich zu allen vereinfachten Verfahren zeigte, d. h. daß man also auf jeden Fall nach den von Küßner angegebenen Methoden rechnen mußte. Versuche, die im Institut für Aerodynamik der DVL. durchgeführt wurden⁴⁾ (vgl. Abb. 4), zeigten weiter mit

diesen Rechnungen eine außerordentlich gute Übereinstimmung, und man konnte vermuten, daß hiermit die Berechnung der kritischen Geschwindigkeit als normaler Bestandteil der Festigkeitsrechnung aufgenommen werden konnte. Es war nur eine Einschränkung noch gemacht. Man nahm an, daß das Querruder die kritische Geschwindigkeit nicht beeinflussen werde, sofern es massenausgeglichen war. Diese Annahme entsprach der allgemein damals vorhandenen Ansicht und konnte auch durch qualitative Überlegungen gestützt werden.

HFW. konnte nun also durch den Ersatz der Näherungsformel durch ein Rechnungsverfahren eine wesentliche Verbesserung in den Untersuchungen der Schwingungssicherheit erreichen, entschloß sich aber, dies noch nicht zu tun. Die Gruppe wurde noch nicht für die praktischen Aufgaben eingesetzt, sondern beauftragt, die Forschungsaufgaben weiterzutreiben und den Einfluß des Querruders rechnerisch exakt zu berücksichtigen. Die Rechnung führte zu einer erheblichen Überraschung. Denn während die bisher verwandten Annahmen (Schwingung allein durch Biegung und

³⁾ K. Rühl: Forschungsaufgaben über den Sicherheitsgrad und die Schwingungssicherheit von Flugzeugen. Jahrbuch der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung 1936, S. 258.

⁴⁾ Herbert Voigt: Windkanalversuche zum ebenen Problem der Flügelschwingung. Jahrbuch der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung 1936, S. 216.

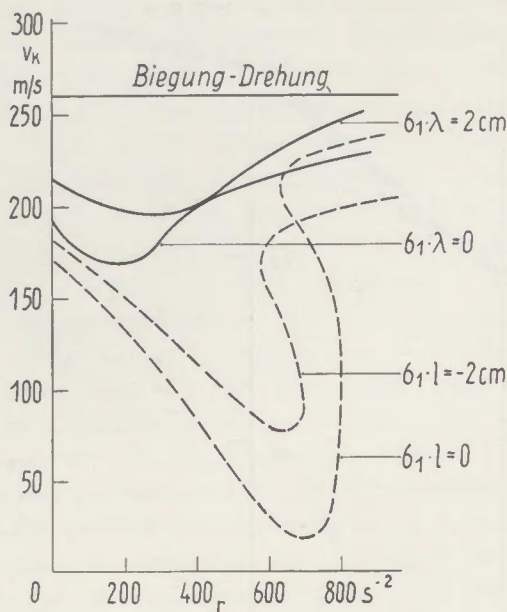


Abb. 5. Kritische Geschwindigkeit eines Flugzeugflügels (V_k) ohne Querruder (Biegung-Drehung) und mit Querruder ohne Berücksichtigung der Quersteuerungsdämpfung (gestrichelt) und mit Berücksichtigung der Quersteuerungsdämpfung

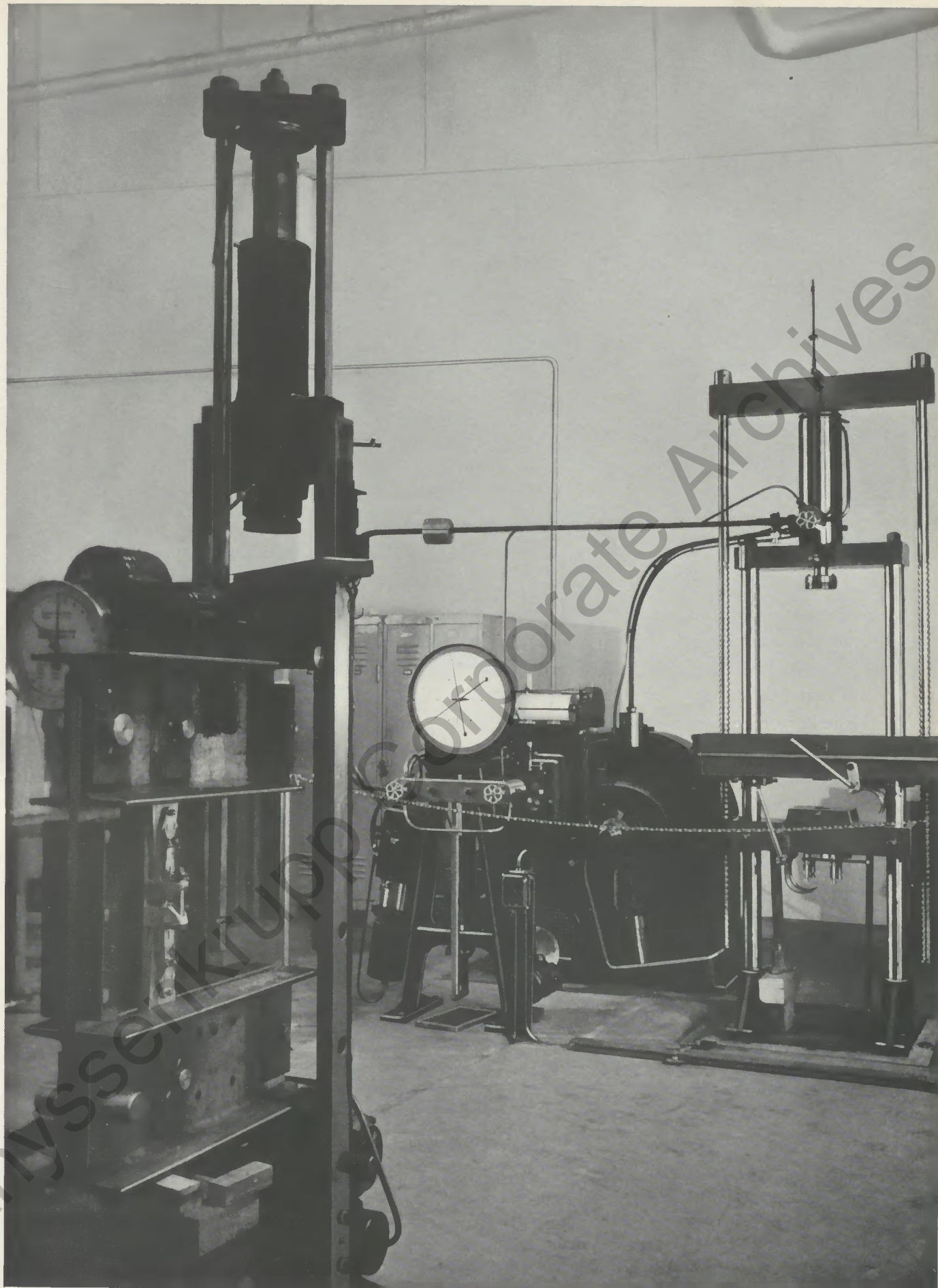
$\sigma_1 \lambda = 0$ — Querruderschwerpunkt in Drehachse

$\sigma_1 \lambda = 2 \text{ cm}$ — „ 2 cm vor „

Drehung des Flügels) eine sehr hohe kritische Geschwindigkeit lieferten, fiel durch das Querruder für bestimmte Verhältnisse die kritische Geschwindigkeit außerordentlich stark ab, und diese kritische Geschwindigkeit war noch von weiteren, bis dahin kaum untersuchten Größen, nämlich der Dämpfung in der Querrudersteuerung, stark abhängig (Abb. 5). Erst durch eine 1 $\frac{1}{2}$ -jährige Arbeit konnten diese Zusammenhänge geklärt werden, da hierbei zunächst rechnerisch eine Reihe ganz neuer Erscheinungen, z. B. begrenzte Anfachungsbereiche, Nullwerte der kritischen Geschwindigkeit usw. auftraten. Die Ergebnisse wurden durch Vorträge auf einer Lilienthal-Besprechung im Juli 1936^{b)} und durch Berichte vom 23. 9. 1936 und 17. 9. 1937 den interessierten Stellen mitgeteilt. Inzwischen vorgenommene Versuche zeigten, daß die durchgeführten Untersuchungen zwar nicht exakt, aber immerhin befriedigend genau stimmten. Jetzt erst gab HFW. die Arbeiten der Forschungsgruppe zur

^{b)} W. Quessel: Beitrag zur Berechnung von Flügelschwingungen. G. Boelk: Bedeutung und Größe der Querruderdämpfung. Jahrbuch der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung 1936, S. 196 und 206.

Berechnung im statischen Büro frei. Auch diese erste Anwendung führte noch zu einem Mißerfolg. Die für ein Muster gerechnete kritische Geschwindigkeit war nachweisbar zu niedrig. Man mußte also einen weiteren Einfluß suchen und fand ihn in dem aerodynamischen Ausgleich des Querruders, für den allerdings auch noch grundlegende Untersuchungen nötig waren. Erst durch eine mehrjährige wissenschaftliche, nicht auf die Berechnung einzelner Typen abgestellte Arbeit war es also möglich, die erforderliche Sicherheit, soweit es überhaupt heute möglich ist, zu gewährleisten. Auch die früheren Erfahrungen, wie über den verschiedenen Charakter des Flatterns (rasch anwachsendes „böartiges“ und gering bleibendes „gutartiges“ Flattern), über die Bedeutung des Querruderausgleiches konnten zum großen Teil geklärt werden. Es ergab sich z. B. rechnerisch, daß unter Umständen ganz geringe Schwerpunktverschiebungen des Querruders die kritische Geschwindigkeit sehr stark herabsetzen können. Abgeschlossen sind diese Untersuchungen damit noch nicht. Eine ganze Reihe weiterer Fragen (antisymmetrische Schwingung, Einfluß der Motorenmassen usw.) harren der Bearbeitung. Die heutige Bedeutung des Standschwingungsversuches bei dieser Lage besteht darin, daß in ihm zunächst die berechneten Eigenfrequenzen kontrolliert werden. Er ist somit eine Rechnungsprüfung, die sich allerdings nur auf einen Teil der Rechnung erstreckt. Der Standschwingungsversuch ist in dieser Beziehung leider dem statischen Versuch grundsätzlich nicht gleichwertig. Während im statischen Versuch stets das Endergebnis ermittelt wird, auf das es ankommt, nämlich die Festigkeit des Bauteiles, werden im Standschwingungsversuch niemals kritische Geschwindigkeiten, sondern nur Schwingungsformen und Frequenzen bestimmt. Aus ihnen kann nur mit Hilfe weiterer umfangreicher Rechnungen eine kritische Geschwindigkeit errechnet werden. Ganz ähnlich wie man also für die Festigkeit eines Holmes die Festigkeit des Werkstoffes wissen und prüfen muß, aber aus der Werkstofffestigkeit allein ohne Kenntnis der Abmessungen und Knicklänge usw. niemals die Festigkeit des Holmes bestimmen kann, genau so sind die im Standschwingungsversuch feststellbaren Größen für die Schwingungsberechnung wichtig und notwendig, aber zur Berechnung der kritischen Geschwindigkeit nicht ausreichend. Über diese Kontrolle vorausberechneter Schwingungsformen hinaus gibt der Standschwingungsversuch ein Bild darüber, ob in der Rechnung nicht berücksichtigte



Dauerprüfmaschinen



Abb. 6. Bei der magnetischen Rißprüfung sichtbar gewordene Risse

gefahr nur rechnerisch ermittelt werden. In vielen Fällen sind aber hierüber überhaupt keine exakten Rechnungen, sondern nur Vermutungen und Überlegungen mit Wahrscheinlichkeitswert möglich.

Die praktische Durchführung der Schwingungs- und aller ähnlichen Versuche wird in der Regel von der Versuchsanstalt des Werkes übernommen. Die Aufgaben der Versuchsanstalt sind infolgedessen äußerst vielseitig. Sie umfassen bei HFW.:

bzw. rechnerisch nicht erfaßbare Schwingungsformen irgendwelcher Art, z. B. in den Rudern auftreten. Auch diese Feststellungen liefern niemals ein unmittelbares Ergebnis. Es ist allerdings, wenn am Stand keine besonderen Schwingungsformen bemerkt worden sind, nach allen Erfahrungen nicht zu erwarten, daß im Fluge solche Erscheinungen auftreten. Sind jedoch im Stand rechnerisch nicht erfaßte Schwingungsformen vorhanden, so kann auch die daraus vielleicht sich ergebende Anfachungs-

1. Prüfung der gesamten eingehenden Werkstoffe,
 2. Durchführung aller Schwingungsversuche,
 3. Durchführung aller statischen Versuche,
 4. Durchführung aller Forschungsarbeiten über neue Werkstoffe,
 5. Durchführung aller Forschungsarbeiten über Dauerfestigkeit von Werkstoffen und Bauteilen.
- Die Eingangsprüfung der Werkstoffe kontrolliert die Festigkeiten, die Oberflächenbeschaffenheit, das Auftreten von Rissen, Lunkern usw. (Abb. 6 und 7).

Zu den Schwingungsversuchen gehört nicht nur der Standschwingungsversuch, sondern z.B. die Feststellung der Dämpfung in Steuerungen, nachdem theoretische Untersuchungen (vgl. Abb. 5) deren zahlenmäßige Bedeutung bewiesen hatten. Sie erfolgt am einfachsten dadurch, daß eine Last aufgehängt, abgeschnitten und das Abklingen der

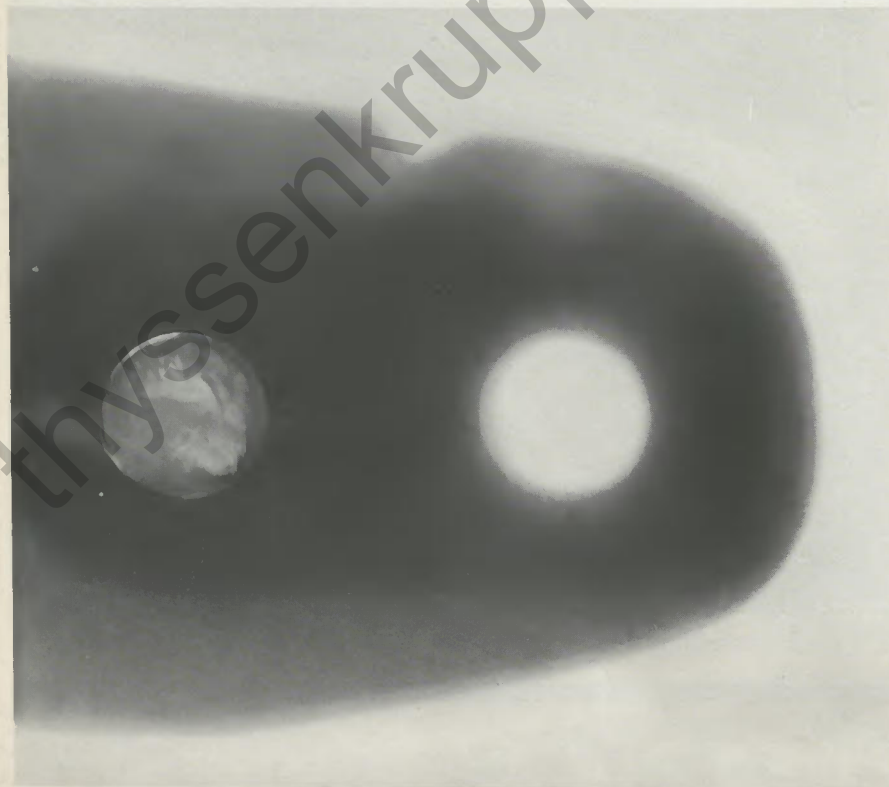


Abb. 7. Lunker in einem eingebauten Stahlgußbeschlag (Hs 126). Der Lunker war bereits durch die Bohrung freigelegt. Zweck dieser Röntgen-Aufnahme war, die Ausdehnung (Verzweigung) zu ermitteln

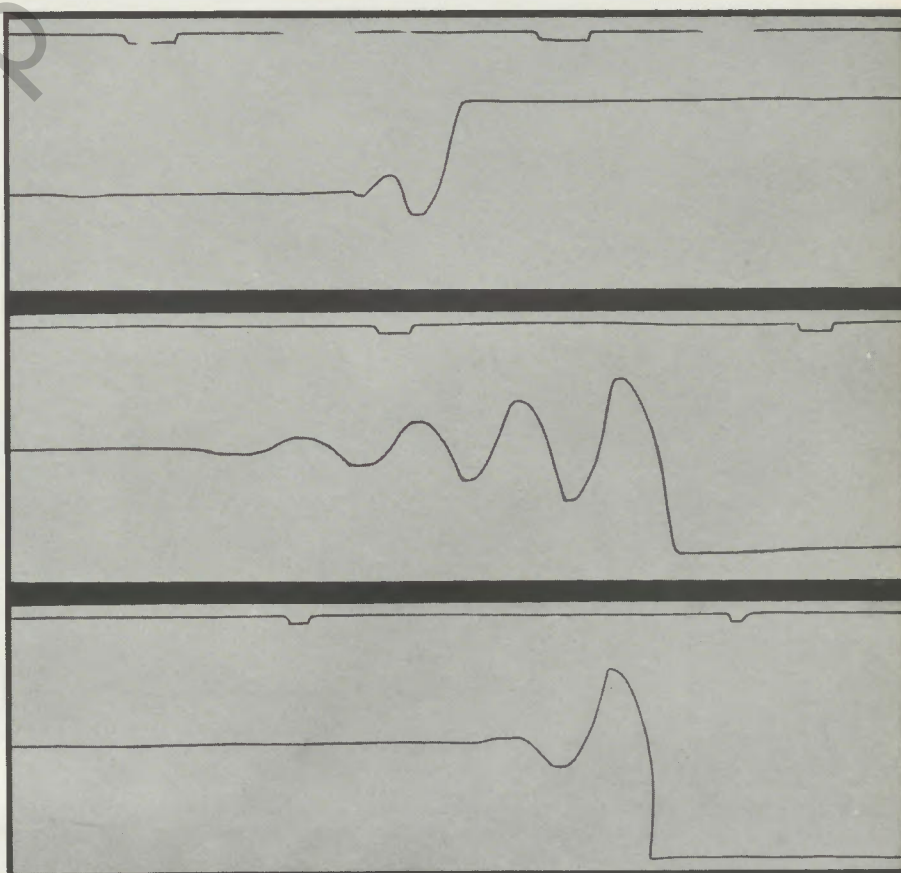


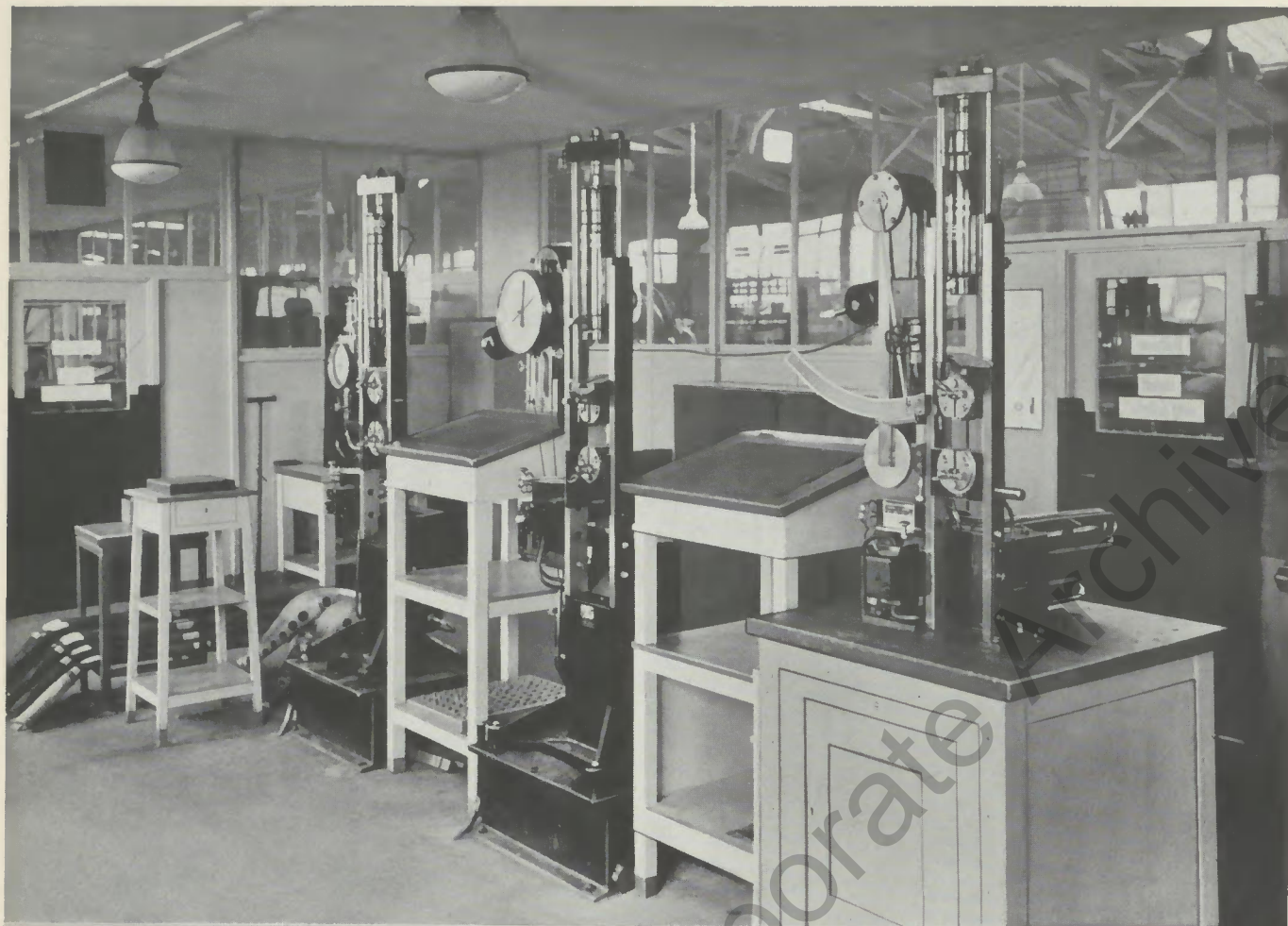
Schwingung mittels Tastschwingungsschreiber aufgezeichnet wird (Abb. 8 und 9).

Statische Versuche mit Flugzeugteilen oder Flugzeugen sind immer noch in ganz großem Umfang notwendig, weil in den meisten Bauteilen der Bruch durch Ausknicken oder Ausbeulen eintritt. Die Beulgrenzen sind aber von der örtlichen Ausbildung der Einspannung, der Stützung, der Bördelung usw. so stark abhängig, daß trotz einer Reihe theoretischer Arbeiten der Versuch notwendig ist. Sehr oft interessieren auch die Verhältnisse im teilweise ausgebeulten Bereich, die rechnerisch besonders schwer erfaßbar sind. Meist ist der Versuch dabei auch die billigste Lösung, da er eben direkt den einen interessierenden Fall der Konstruktion herausgreifen kann, während eine Theorie den ganzen möglichen Bereich und die ganzen möglichen Beeinflussungen durch verschiedene

Abb. 8. Aufnahme einer Schwingung mit dem Tastschwingungsschreiber

Abb. 9. Ausschwingkurven verschiedener Steuerungen, aufgenommen mit dem Tastschwingungsschreiber. Die Kurven zeigen die Verschiedenartigkeit des Abklingens, also der Dämpfung

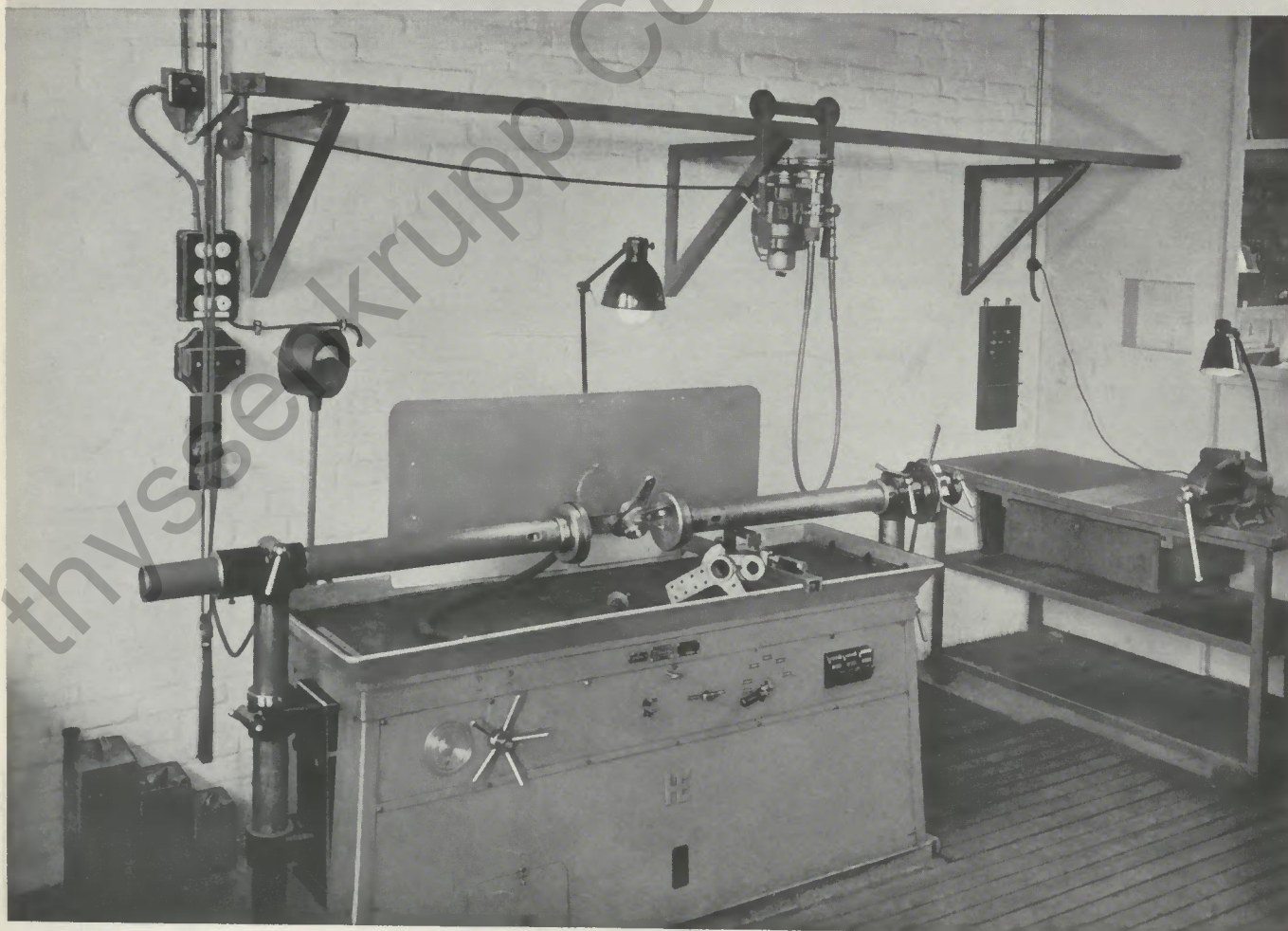


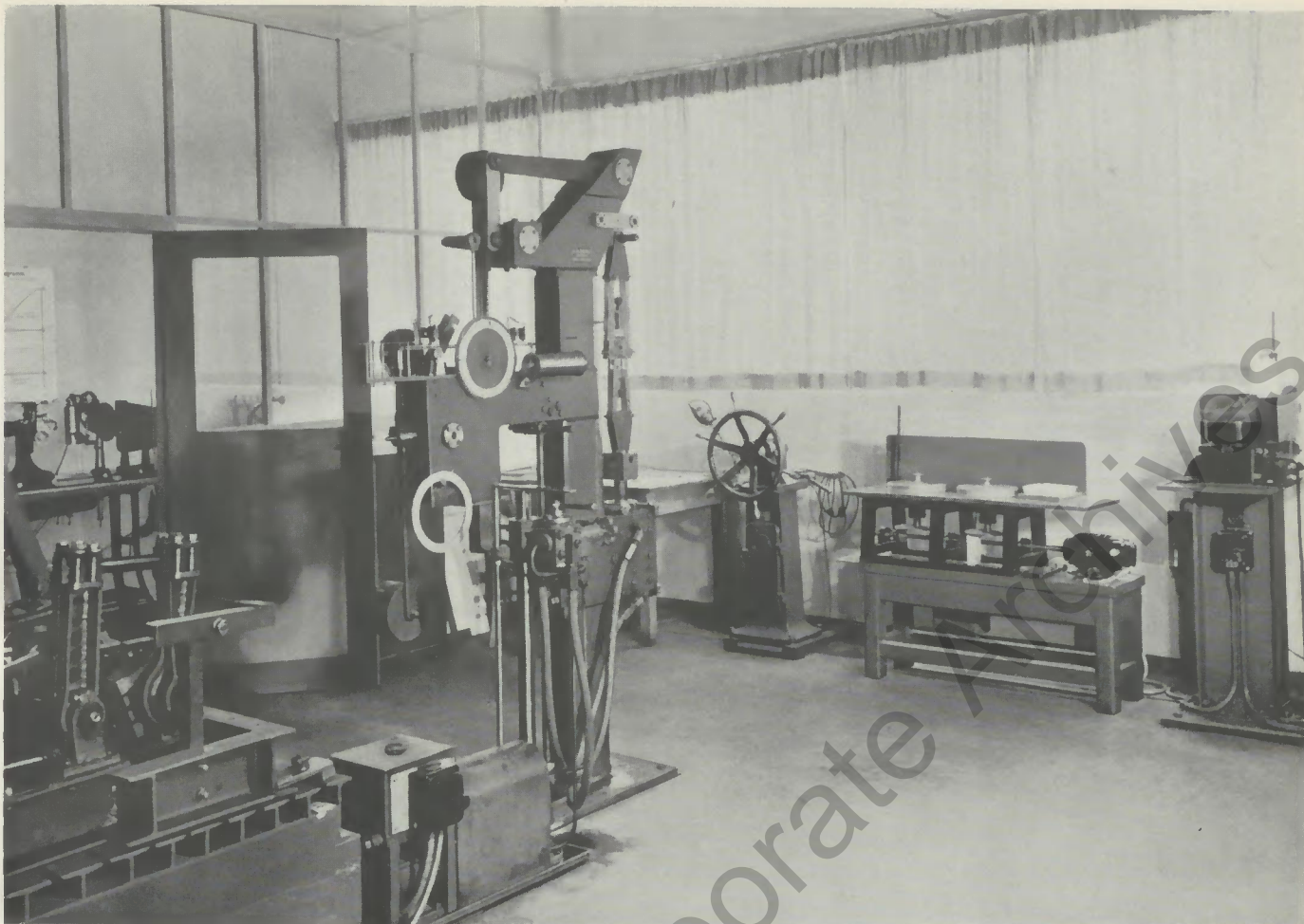


Johannisthal

Bild oben: Zerreißraum in der Werkstoffprüfung

Bild unten: Zerstörungsfreie Rißprüfung von Stahlstäben mittels elektrischer Durchflutung

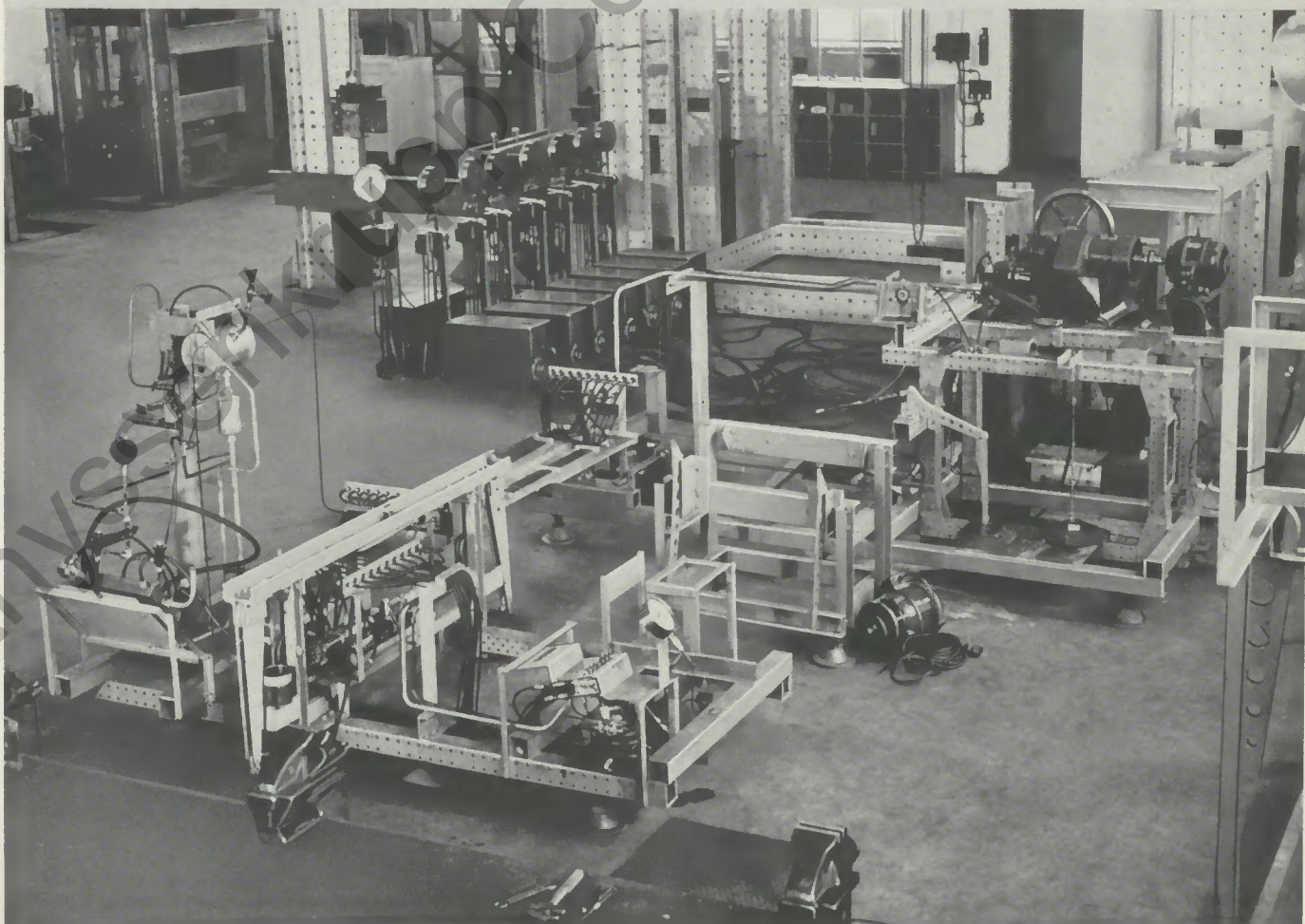




Schönefeld

Bild oben: Laboratorium für Werkstoff-Einzelversuche in der Versuchsanstalt

Bild unten: Blick in die Versuchshalle mit Aufbau einer Hydraulik-Versuchsgruppe



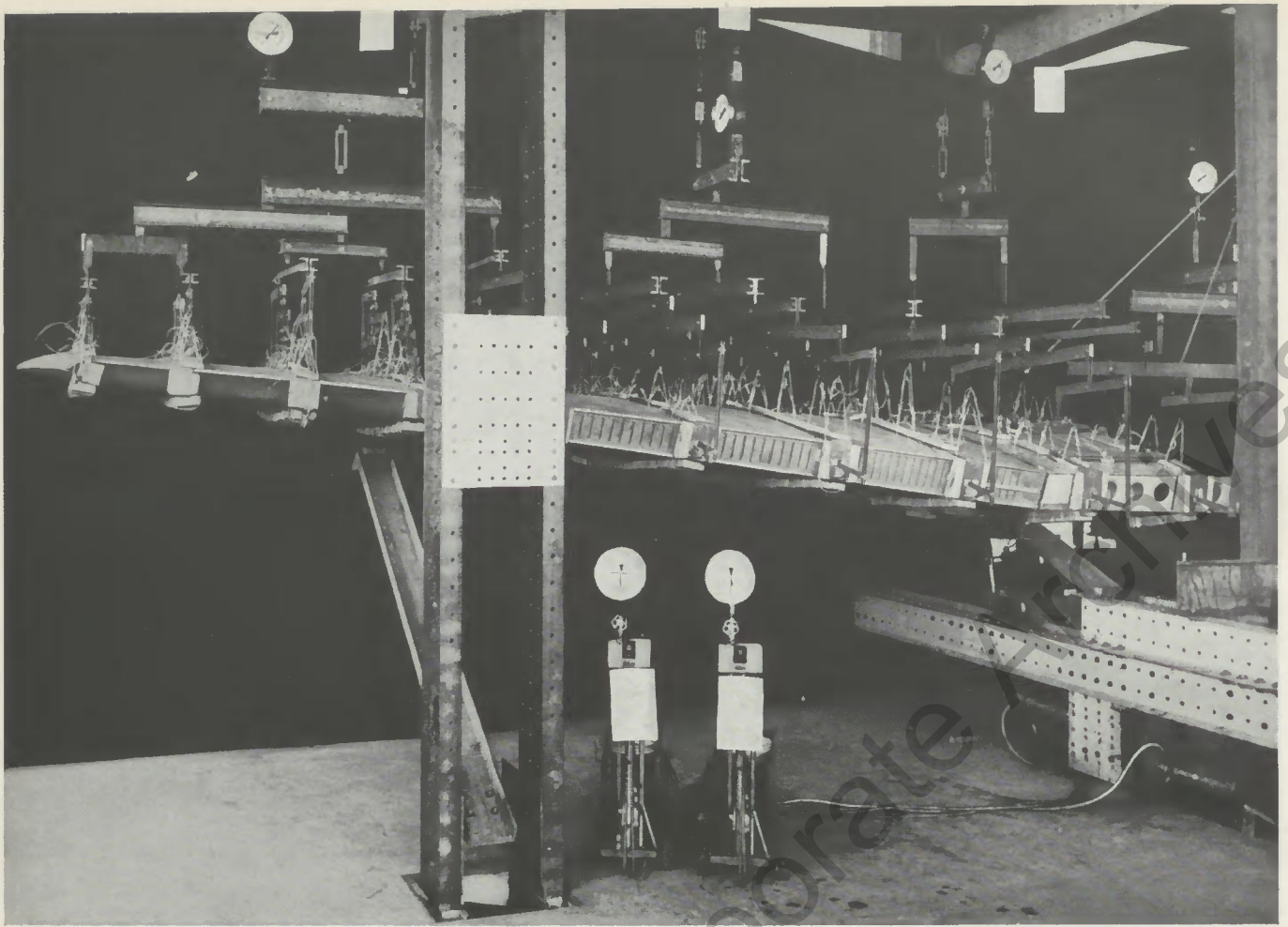


Abb. 10 (oben). Versuchsaufbau für Bruchversuch Hs 124, linker Flügel

Abb. 11 (unten). Bruchversuch mit einer Flugzeugzelle Hs 124, Gesamtansicht



Krümmungsverhältnisse, Einspannungen, eingesetzte Versteifungen berücksichtigen muß, wenn sie brauchbar sein soll.

Diese Bruchversuche (Abb. 10 und 11) bilden einen Teil der Arbeiten in der Versuchsanstalt. Trotzdem sind sie nicht als Forschungsarbeiten im eigentlichen Sinne zu bezeichnen, da es sich um Untersuchungen einzelner Muster mit bekannten Verfahren handelt. Weiterreichende Aufgaben entstehen, wenn die bekannten Versuchsverfahren nicht ausreichen. Da es z. B. sehr viel Arbeit verursacht, überall in einem Bauteil den Kräfteverlauf durch Spannungsmessungen festzustellen, wurde überlegt, wie man über den Spannungsverlauf in größeren Teilen des Flugzeuges rasch einen Überblick gewinnen könne, und danach wurde an das Ingenieurlaboratorium in Darmstadt der Auftrag gegeben, nach dem ursprünglich von Maybach entwickelten Reißlackverfahren Untersuchungen durchzuführen. Die Bauteile werden dazu mit einem Lack bestimmter Zusammensetzung (Kolophonium und Schellack mit einem Lösungsmittel) bestäubt, der bei späterer Belastung senkrecht zur Richtung der größten Zugspannung reißt.

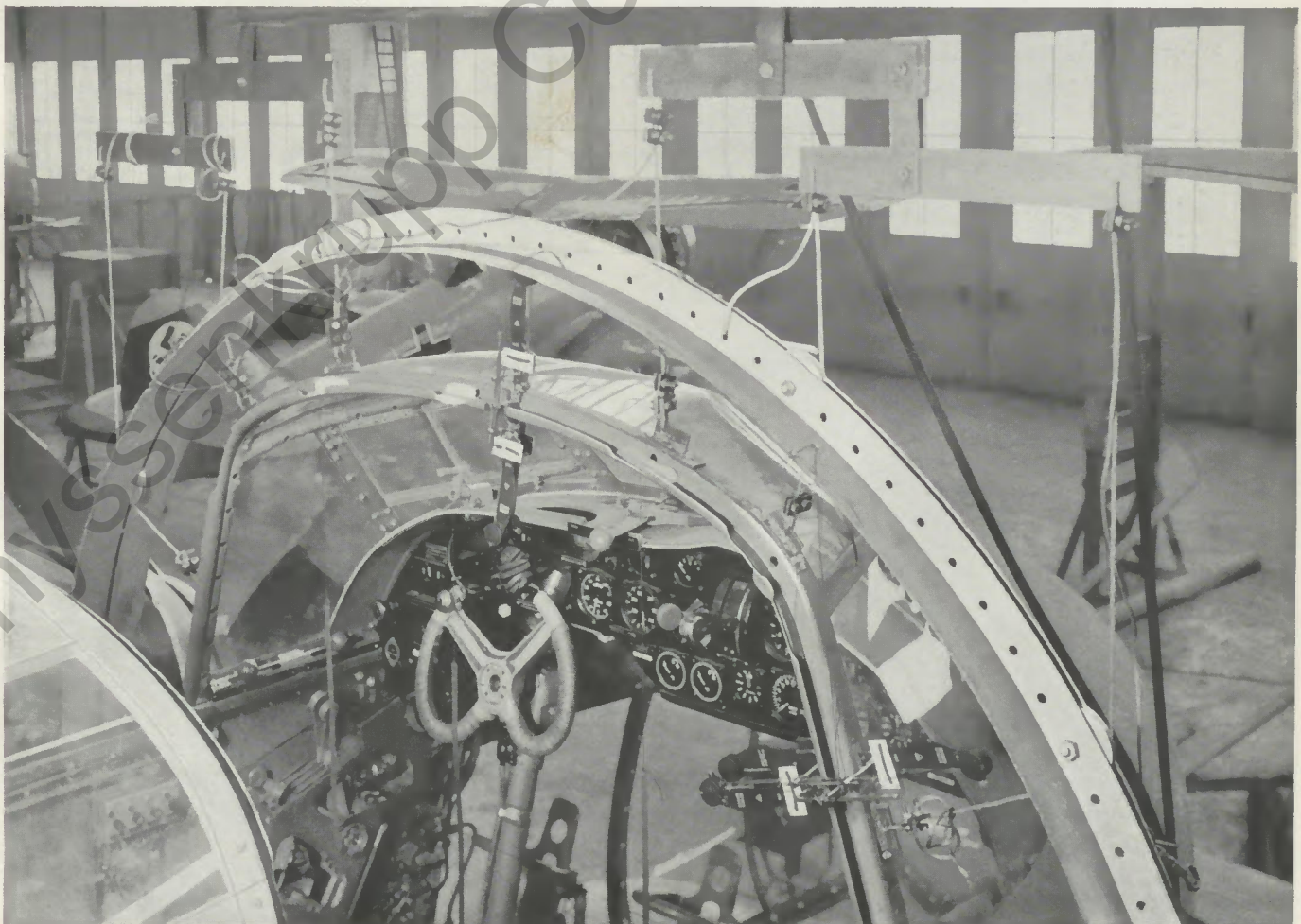
Damit sind die Richtungen der beiden Hauptspannungen bekannt. Ihre Größe kann dann durch Dehnungsmessungen in zwei Richtungen ermittelt

werden. Ohne den Reißlack wäre auch die Richtung der Hauptspannungen unbekannt, man brauchte zur Festlegung der Größe und Richtung an jedem Punkte drei Messungen. Außerdem ist es im gewissen Grade möglich, die Stellen größter Beanspruchung sichtbar zu machen, weil dort die Reißbildung beginnt (Abb. 13 und 14).

Eine eigenständige Aufgabe der Versuchsanstalten ist die Untersuchung von Werkstoffen und ihrer Verarbeitungseigenschaften. Im großen gesehen ist die Lage auf dem Werkstoffgebiet im Flugzeugbau heute folgende:

Die Hauptbaustoffe, aushärtbare Aluminium-Legierungen (Duralumin usw.) und Kohlenstoff- oder legierte Stähle, sind seit langem erprobt. Die Einführung des Chrom-Molybdänstahles im deutschen Flugzeugbau erfolgte mehrere Jahre bevor die Rohstofflage die allgemeinere Verbreitung dieses Stahles in Deutschland erzwang. Diese Baustoffe sind daher heute seit Jahren in den Fliegwerkstoffen genormt, in ihren Eigenschaften bekannt und werden in gleichmäßiger Güte geliefert. Die Einführung neuer Werkstoffe auf Stahl- oder Aluminiumbasis ist deshalb nur auf Teilgebieten (Nietlegierungen) oder für Spezialaufgaben zu erwarten. Der Ersatz dieser Werkstoffe durch Kunststoffe oder Magnesiumlegierungen (Elektron) in großem Maßstabe,

Abb. 12. Belastung des Rahmens einer Führerhaube mit Dehnungsmessungen durch Huggenberger-Tensometer



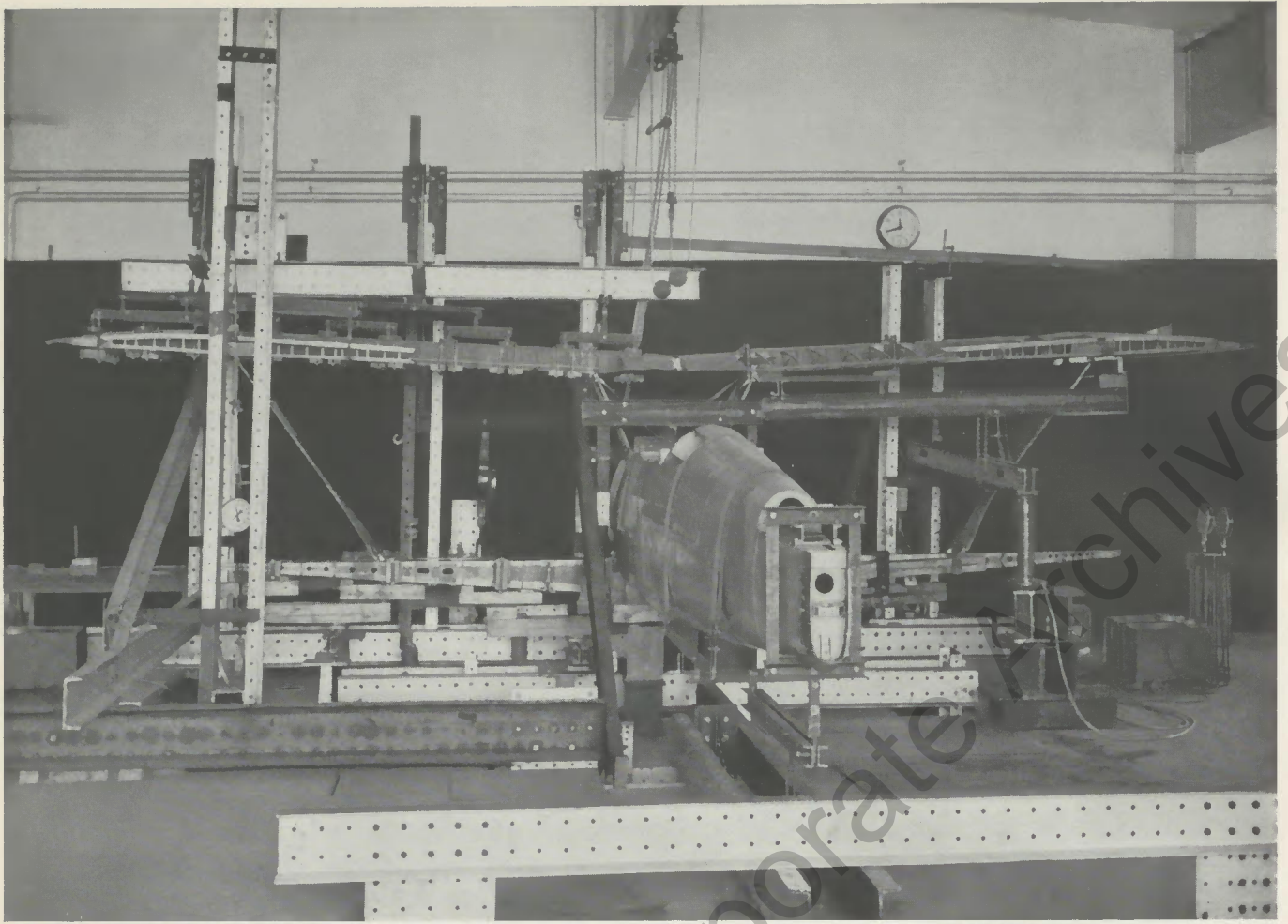
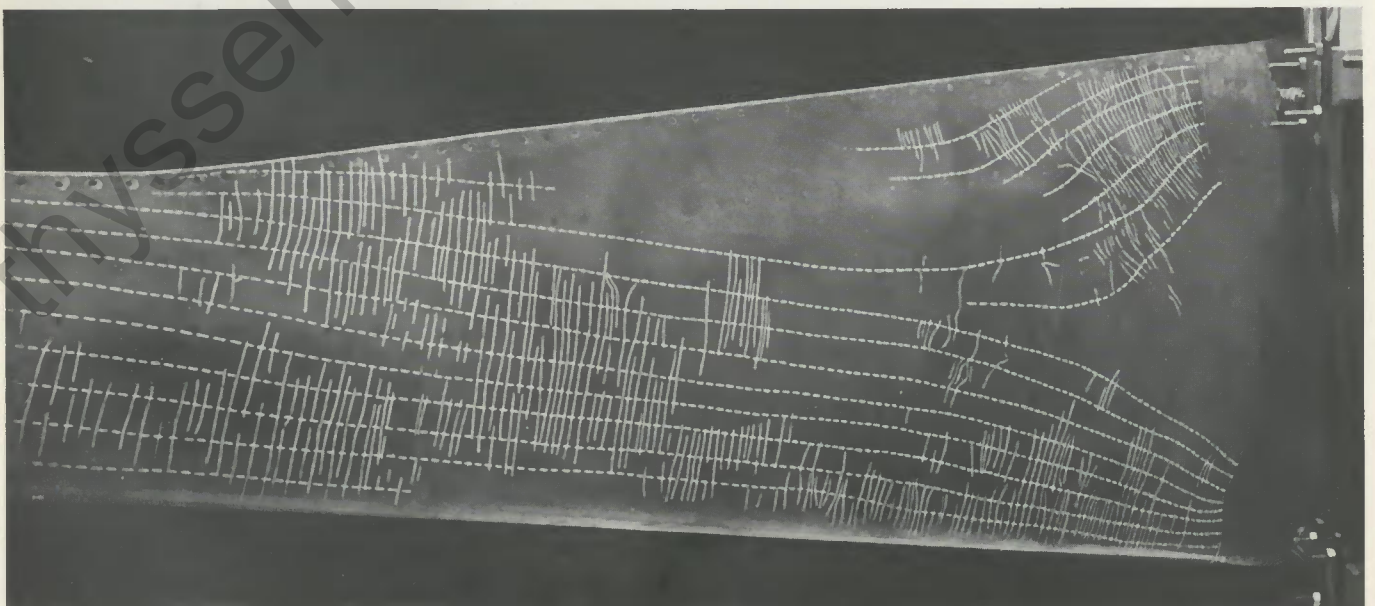


Abb. 13 (oben). Reißlackversuch Hs 123. Abb. 14 (unten). Reißbild bei einem Reißlackversuch mit einem Stiel des Musters Hs 123

für den Gründe der Rohstoffbeschaffung sprechen, wird zwar häufig besprochen, liegt aber praktisch durchaus in weitem Feld. Versuchsbauten im Inland und Ausland haben zwar für beide Werkstoffe gezeigt, daß man aus ihnen auch tragende Flugzeugteile mit befriedigenden Gewichten herstellen kann; dafür sind jedoch die Fabrikationseigenschaften noch zu ungünstig. Bei Elektron ist die Blechverformung in den gewünschten Ausmaßen kaum möglich. Bei Kunststoffen sind die Her-

stellungsvorbereitungen z. T. außerordentlich langwierig und kostspielig (z. B. Herstellung heizbarer Gesenke), und Änderungen an fertigen Bauteilen sind nicht ausführbar. Da aber heute neue Flugzeugmuster immer noch rasch entwickelt und rasch in Serie gegeben werden müssen, infolgedessen Änderungen aller Art sich weit in die Serie erstrecken, sind diese Mängel kaum zu überwindende Hemmnisse. Der Werkstoffforschung bieten sich also hier zur Zeit keine dringenden Aufgaben grundlegender



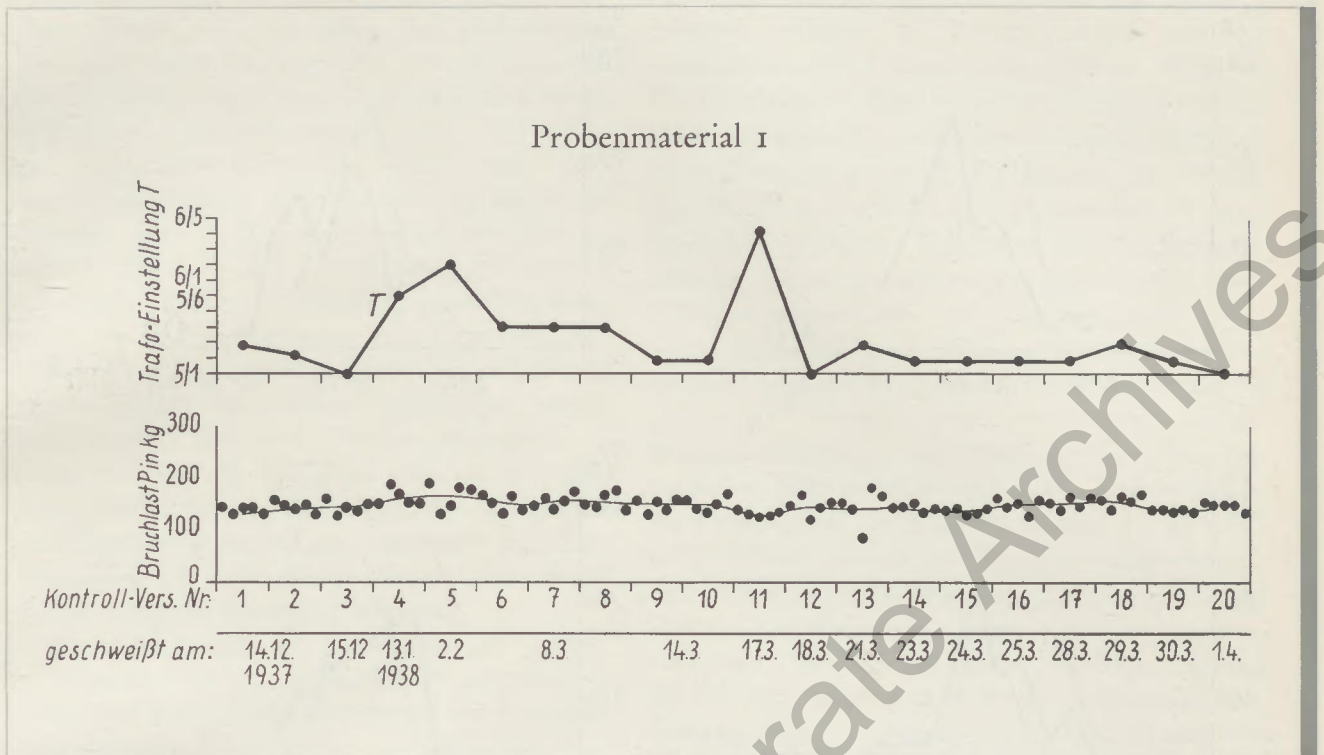
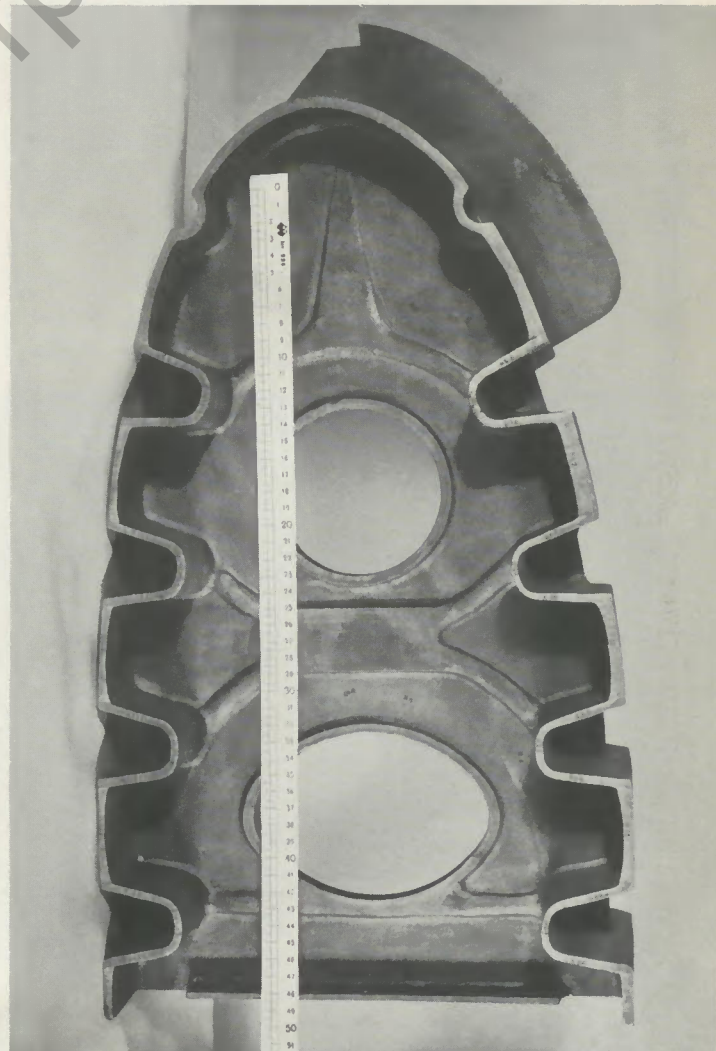


Abb. 15. Streuung der Bruchlast von Punktschweißungen in einer Prüfzeit von 4 Monaten

Art, wohl aber sind eine Reihe einzelner Untersuchungen notwendig, die gerade die Werkversuchsanstalten besonders gut ausführen können. Hierher gehört z. B. die Untersuchung von Punktschweißungen in Leichtmetall und die Untersuchung von Leichtmetallguß. Die Festigkeit von Punktschweißungen zeigte sich bei den ersten Versuchsreihen von allen möglichen unbekannten Einflüssen in unkontrollierbarer Weise abhängig. Eine reine Forschungsanstalt hätte, um Punktschweißungen zu beurteilen, kaum einen anderen Weg einschlagen können, als die Ursachen dieser Einwirkungen durch eindringende, voraussichtlich außerordentlich schwierige Forschungsreihen aufzudecken. Die Werkversuchsanstalt konnte durch die laufende Zusammenarbeit mit dem Betrieb eine sehr große Zahl von Schweißungen über längere Zeiträume hin beobachten und damit, ohne die physikalischen Ursachen der Streuungen im einzelnen zu verfolgen, ihre praktischen Grenzen festlegen. Es zeigte sich, daß auf Grund solcher Großzahlversuche die Angabe bestimmter sicherer Mindestwerte für die Festigkeiten gut möglich ist (Abb. 15). Ähnliche Fragen tauchten bei Leichtmetallgußstücken auf. Leichtmetallgußstücke, für die über-

Abb. 16. Flügelrippe aus Elektronguß



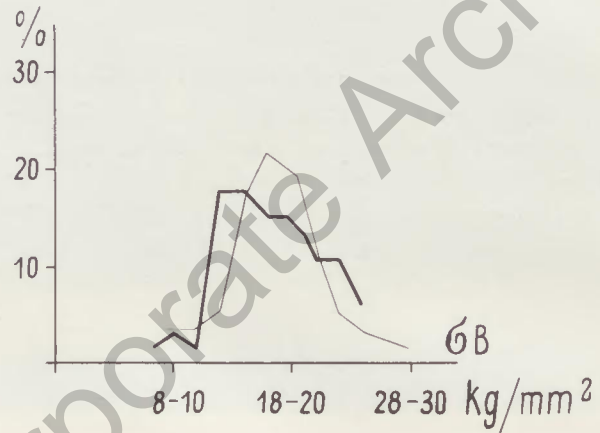
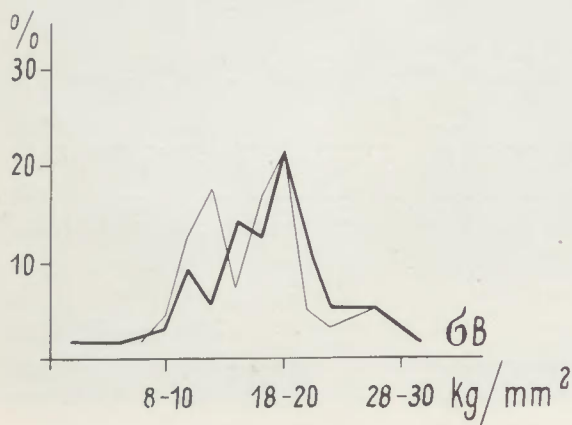
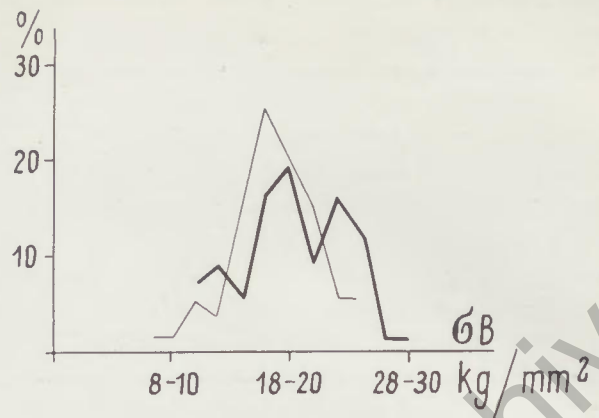
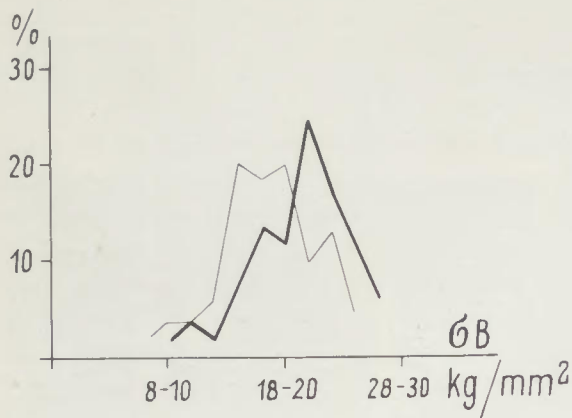
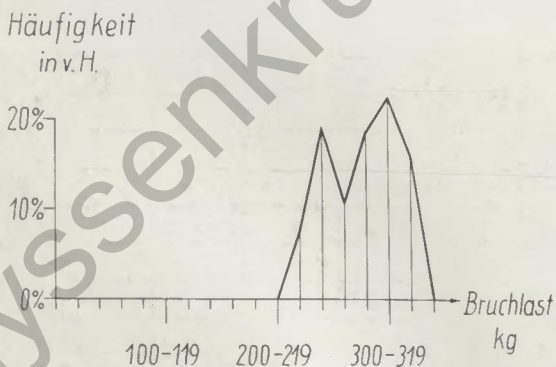


Abb. 17. Häufigkeitskurven für die Zugfestigkeit von Elektronguß. Jede der acht Linien stellt die Häufigkeit der Festigkeit von 30 Zerreißstäben für je eine Rippe dar

Abb. 18. Häufigkeitskurve von 49 verschiedenen, als ganze Stücke zerbrochenen Elektronhebeln



wiegend Elektronguß genommen wird, können an der richtigen Stelle eingesetzt, die Zahl der notwendigen Blechteile außerordentlich heruntersetzen, also viel Arbeitszeit und Organisationsaufwand sparen.

Elektronguß ist jedoch ein Werkstoff, der sich von den metallischen Werkstoffen, mit denen der Konstrukteur zu arbeiten gewohnt ist, in vieler Beziehung unterscheidet. Seine Festigkeitseigenschaften streuen in einem außerordentlich großen Bereich. Von einer Elektrongußrippe (Abb. 16) wurden z. B. von einer ganzen Reihe verschiedener Abgüsse je 30 Zerreißstäbe aus jedem Abguß entnommen. Die prozentuale Häufigkeit der Festigkeit zeigt Abb. 17. In diesen Häufigkeitskurven bedeuten die horizontalen Abschnitte Festigkeiten, die vertikalen Ordinaten bedeuten Prozente und eine über einer bestimmten Festigkeitsstufe errichtete Ordinate bedeutet, daß soviel Prozente der gesamten Stäbe in diese Festigkeitsstufe fielen wie die Ordinate angibt. Die einzelnen Kurven zeigen also, daß in jedem Abguß die Festigkeiten der ein-

zelen Stäbe sich auf einen großen Bereich verteilen. Dabei ist zu bemerken, daß gießtechnisch diese Rippe durch systematische Versuche bei mehreren Herstellern mit dem Ziele möglichst hoher Gußqualität entwickelt worden war. Die trotzdem auftretenden Streuungen würden den Elektroguß unbrauchbar machen, wenn tatsächlich die Festigkeit aller Gußstücke entsprechend den geringsten Werten der Einzelfestigkeit streute. Andererseits sind an serienmäßig gelieferten Flugzeugen pro Flugzeug mitunter Hunderte von Gußstücken eingebaut worden, ohne daß auffallende Beanstandungen im Betrieb aufgetreten waren. Damit ergeben sich zwei Forschungsaufgaben:

1. Wie weit ist die Festigkeit und die Streuung der Festigkeit von der Form des Gußstückes abhängig, wie weit kann sozusagen der Konstrukteur sich selbst durch geeignete Gestaltung einen besseren Werkstoff schaffen?
2. Wie weit werden die Streuungen der Einzelfestigkeiten im ganzen Gußstück ausgeglichen, wie groß sind also die Streuungen der Festigkeit im ganzen?

Beide Aufgaben können nur vom Flugzeugwerk aus gelöst werden. Die erste, weil in ihr die gegebene konstruktive Aufgabe den Ausgangspunkt bildet, der Konstrukteur erst einmal die Aufgabe stellen muß, die zweite, weil sie die Prüfung von Einzelstücken aus verschiedenen und größeren Lieferreihen erfordert, denn gerade die wechselnden Herstellungsbedingungen, z. B. die schwankenden Temperaturverhältnisse beim Guß bedingen die Streuung. Versuchslieferungen an eine Versuchsanstalt können nicht die Streuungen zeigen wie Lieferungen, die mit großen Stückzahlen unter widrigen Umständen und Schwierigkeiten, Schichtarbeit usw. erzwungen werden.

Zur Lösung beider Aufgaben ist zu sagen:

Die erste scheint zur Zeit praktisch unlösbar; die zweite scheint bessere Aussichten zu bieten. Abb. 18 zeigt, daß z. B. bei Prüfung von 49 Abgüssen gleicher Konstruktion ein immerhin erheblich geringerer Streubereich festgestellt werden konnte. Selbstverständlich sind solche Versuche noch in weit größerem Rahmen auszuführen. Dabei bildet aber

schon die Auswahl der Gußstücke ein weiteres Problem, nämlich die Unterscheidung zwischen einwandfreien und nicht einwandfreien Stücken. Die Gefahren des Elektrogußes sind Mikrolunker (Abb. 19), beim Bruch dunkel erscheinende Bereiche, deren Festigkeit praktisch Null ist, die aber bei der Durchleuchtung nicht festgestellt werden können. Besonders verfeinerte Methoden, wie Röntgenaufnahmen mit empfindlichen Filmen usw. sind aber bei einer notwendigen Prüfung von 10 000 oder 20 000 Gußstücken im Monat nicht möglich. Deshalb ist zunächst ein neues Prüfverfahren gesucht und in der Ölkochprobe gefunden worden, das für Betriebsverhältnisse die Prüfung des Elektrogußes auf Mikrolunker ermöglicht. Das Gußstück wird dazu etwa 10 Minuten in ein 150 bis 160° heißes Ölbad getaucht, in Petroleum abgewaschen und durch eine Lösung von Schlemmkreide in Spiritus durchgezogen. Dann tritt aus mikrolunkrigen Stellen, auch Rissen usw. kurz darauf das Öl nach außen und färbt den Schlemmkreideüberzug dunkel. Außerdem fragt sich, ob und wie weit im Röntgenbild sichtbare Schlieren einen Grund zur Beanstandung bilden. Zur Zeit noch laufende Dauerversuche scheinen zu bestätigen, daß der Einfluß der Schlieren gering ist, da die Brüche bei Dauerbelastung (vgl. Abb. 20) durchaus nicht immer durch die Schlieren hindurchgehen. Außerdem müssen natürlich, um alle Werkstoffeigenschaften zu beherrschen, Streckgrenzen und Elastizitätsgrenzen, Dauerfestigkeit usw. bestimmt werden. Auch hier zeigt der Elektroguß besondere Eigenschaften. Die Elastizitätsgrenzen liegen im Verhältnis zur Streckgrenze außerordentlich tief. Der Einfluß von Kerben auf die Dauerfestigkeit scheint gering (Abb. 21).

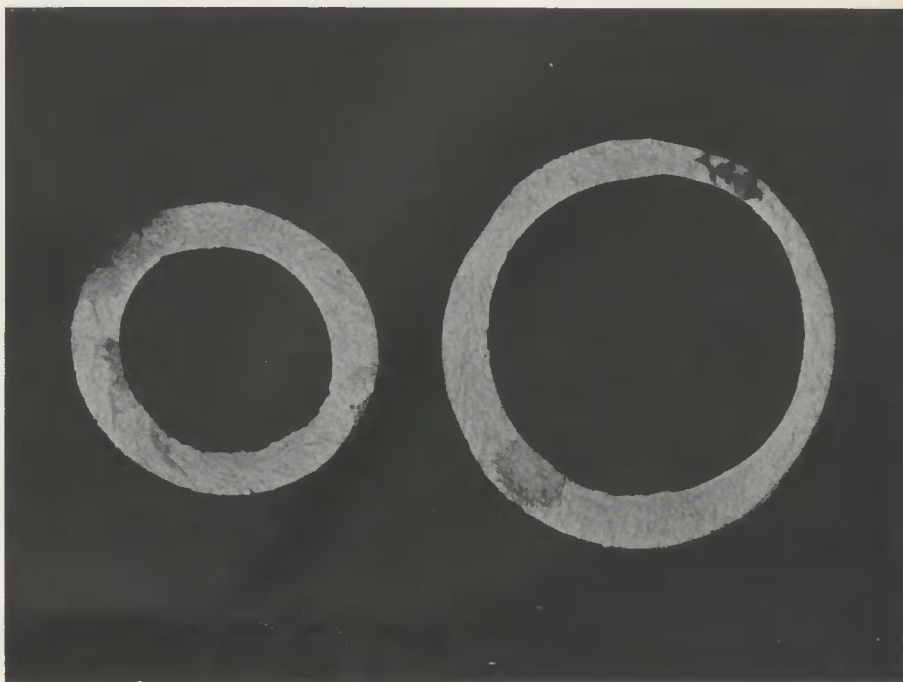


Abb. 19. Starke Mikrolunkerstellen in einem Elektrogußstück

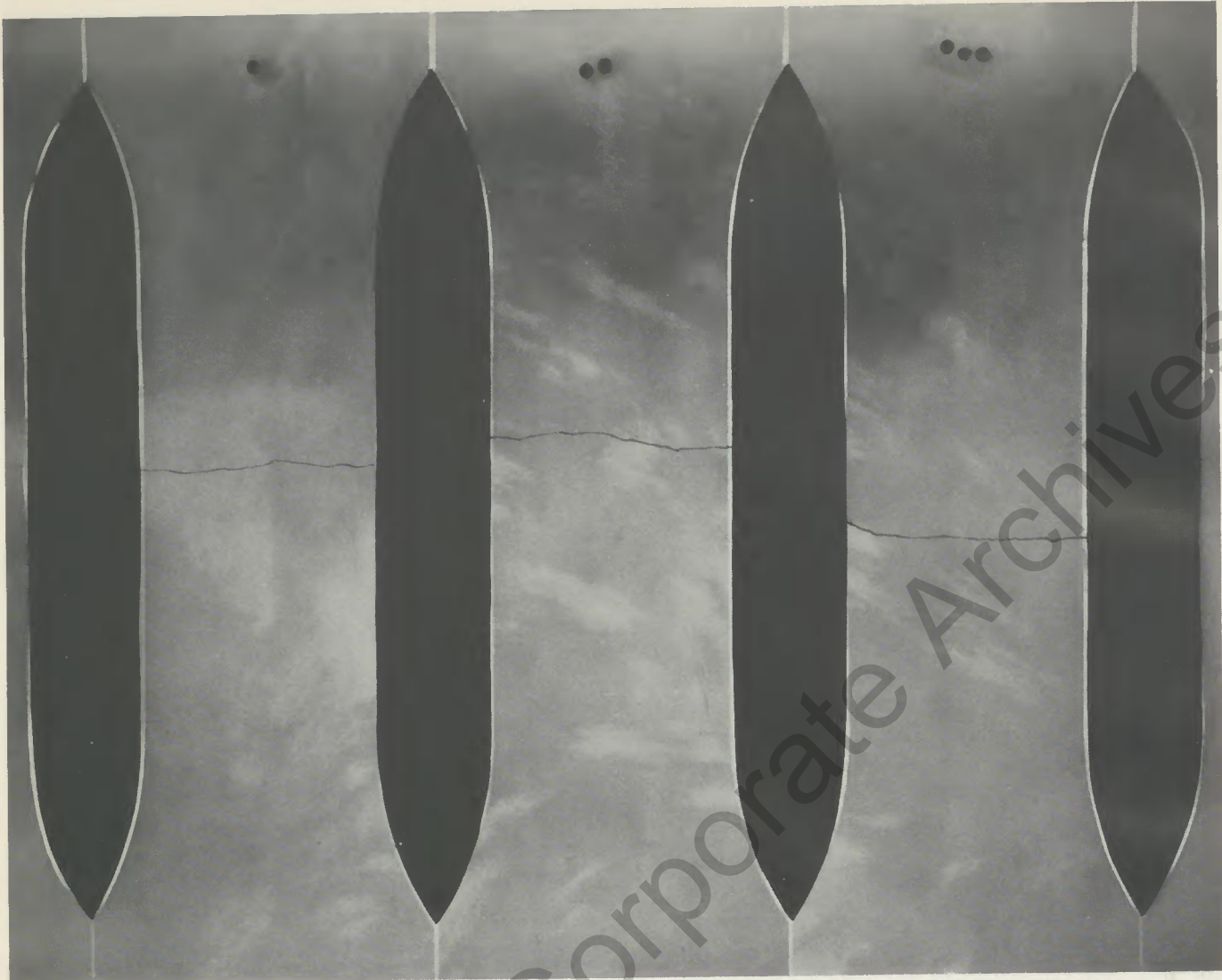
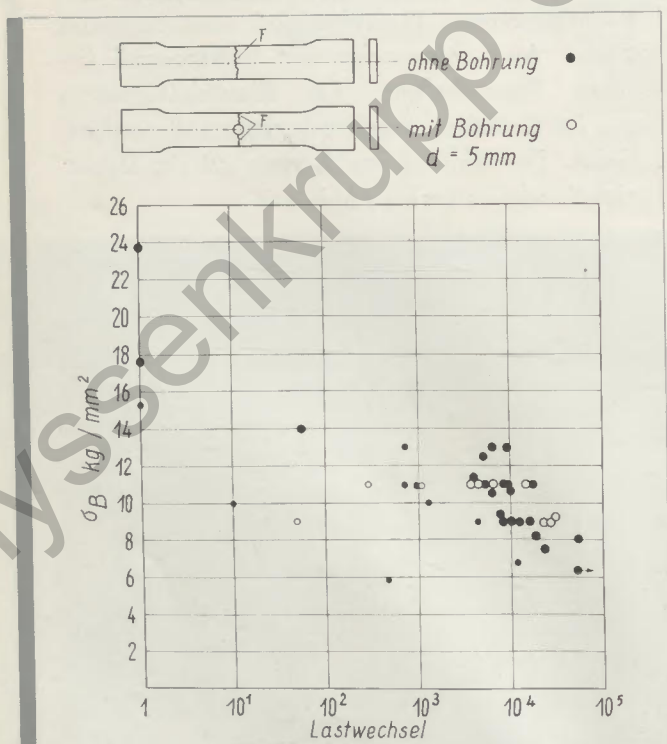


Abb. 20. Dauerbrüche in Elektronteilen mit Schlieren. Die Risse sind in das vorher aufgenommene Röntgenbild eingetragen
Abb. 21. Zeitfestigkeit von Elektronstäben mit und ohne Bohrung. Ein Einfluß der Bohrung ist nicht festzustellen



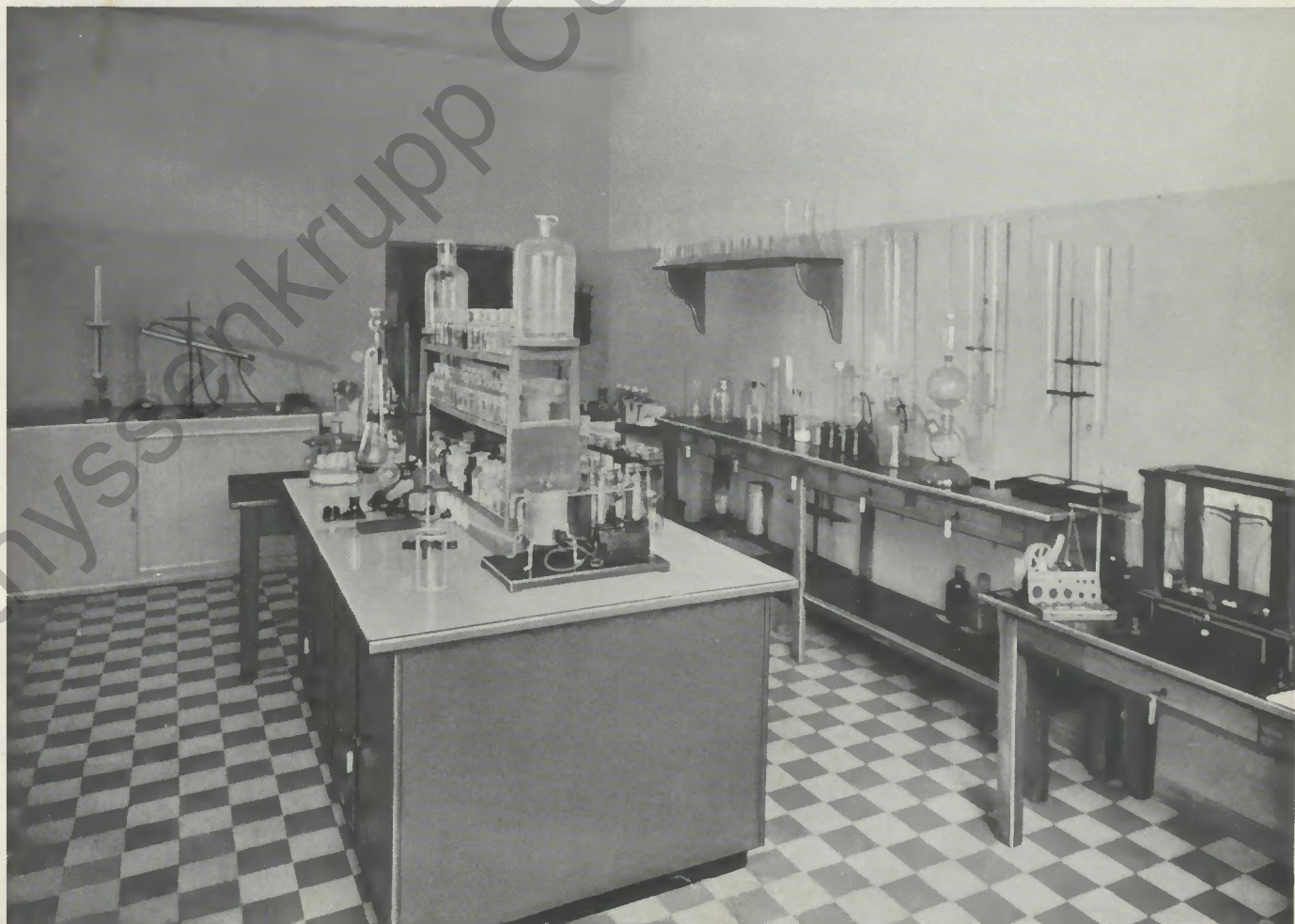
Weitere, und zwar ziemlich umfangreiche Aufgaben haben die Werkversuchsanstalten der Flugzeugindustrie in der Prüfung der Dauerfestigkeit von Flugzeugteilen vor sich. Die Dauerfestigkeit ist definitionsgemäß diejenige Beanspruchung, die ein Bauteil beliebig oft ohne Bruch aushalten kann. Zeitfestigkeit ist im Unterschied dazu eine Beanspruchung, die nur mit begrenzter Häufigkeit etwa 10 000mal, 100 000mal usw. aufgebracht werden darf. Die Dauerfestigkeit liegt erheblich unter der statischen Festigkeit, d. h. derjenigen Beanspruchung, mit der man den gleichen Bauteil bei einmaliger Belastung bis zum Bruch belasten kann. Eine große Schwierigkeit entsteht nun auf diesem Gebiet durch drei Umstände:

Erstens ist die Dauerfestigkeit eines ganzen Bauteiles, Beschlages oder dergleichen gegen die Spannungserhöhungen bei Kerben außerordentlich empfindlich. Bei statischen Versuchen sind derartige örtliche Spannungsspitzen ohne Einfluß, da durch stärkere örtliche Dehnungen ohne Span-

nungszuwachs ein Spannungsausgleich eintritt, und der Bruch erst dann erfolgt, wenn die mittlere Spannung im belasteten Querschnitt die Bruchfestigkeit erreicht. Bei sehr oft wiederholten Belastungen jedoch führt die örtliche überelastische Dehnung bereits zum Anriß, die Dauerbrüche gehen daher von Stellen solcher Spannungsspitzen aus. Jede Bohrung und jeder plötzliche Übergang an einem Bund oder dergleichen bildet nun aber für den Kraftfluß im Bauteil eine Kerbe. Die Ermittlung der hier entstehenden Spannungsspitzen ist mit den üblichen Rechnerverfahren, mit denen sonst die Spannungen berechnet werden, nicht mehr möglich. Im günstigen Fall können sie mit Hilfe der höheren Elastizitätstheorie gefunden werden, meistens aber nur durch Versuche mit Spannungsmessungen irgendwelcher Art. Die Berechnung der Spannung ist also das erste Problem. Zweitens ist aber die Festigkeit eines Werkstoffes und vor allem die Dauerfestigkeit an solchen Spannungsspitzen überhaupt keine sichere und unveränderliche Größe. Sie ist nämlich, wie Versuche der letzten Jahre bewiesen, nicht nur von denjenigen Umständen abhängig, wie der Werkstofflegierung, dem Werkstoffgefüge usw., die im

allgemeinen die Festigkeit eines Werkstoffes bestimmen, sondern außerdem von der Gestaltung und Beanspruchung des Bauteiles selbst. D. h. bestimmt man an einem einfachen Probestab auf einer dafür geeigneten Maschine die Dauerfestigkeit eines Werkstoffes und baut aus dem gleichen Werkstoff einen Bauteil mit bestimmten Spannungsspitzen derart, daß die größte Spannung im Bauteil gleich der Dauerfestigkeit des Probestabes ist, so führt diese Gleichheit der Beanspruchung keineswegs zum Bruch. Man kann vielmehr mit der Spitzenspannung im Bauteil um erhebliche Beträge höher gehen als mit der Spannung bei einem gleichmäßig belasteten Probestab. Was hierbei physikalisch vor sich geht, ob im Bauteil ein Abbau der Spannungsspitzen eintritt, oder ob tatsächlich die Dauerfestigkeit bei rein örtlicher in den Nachbarteilen abfallender Beanspruchung höher liegt als bei einem gleichmäßig beanspruchten Probestab, ist durchaus ungeklärt. Die Tatsache selbst, die nicht zu bezweifeln ist, hat jedoch zur Folge, daß es keinesfalls möglich ist, aus Werkstoffversuchen an glatten Probestäben und aus rechnerisch oder versuchsmäßig ermittelten Spannungsverteilungen im Bauteil die tatsächliche Dauerfestigkeit des Bau-

Abb. 22. Chemisches Laboratorium in Schönefeld



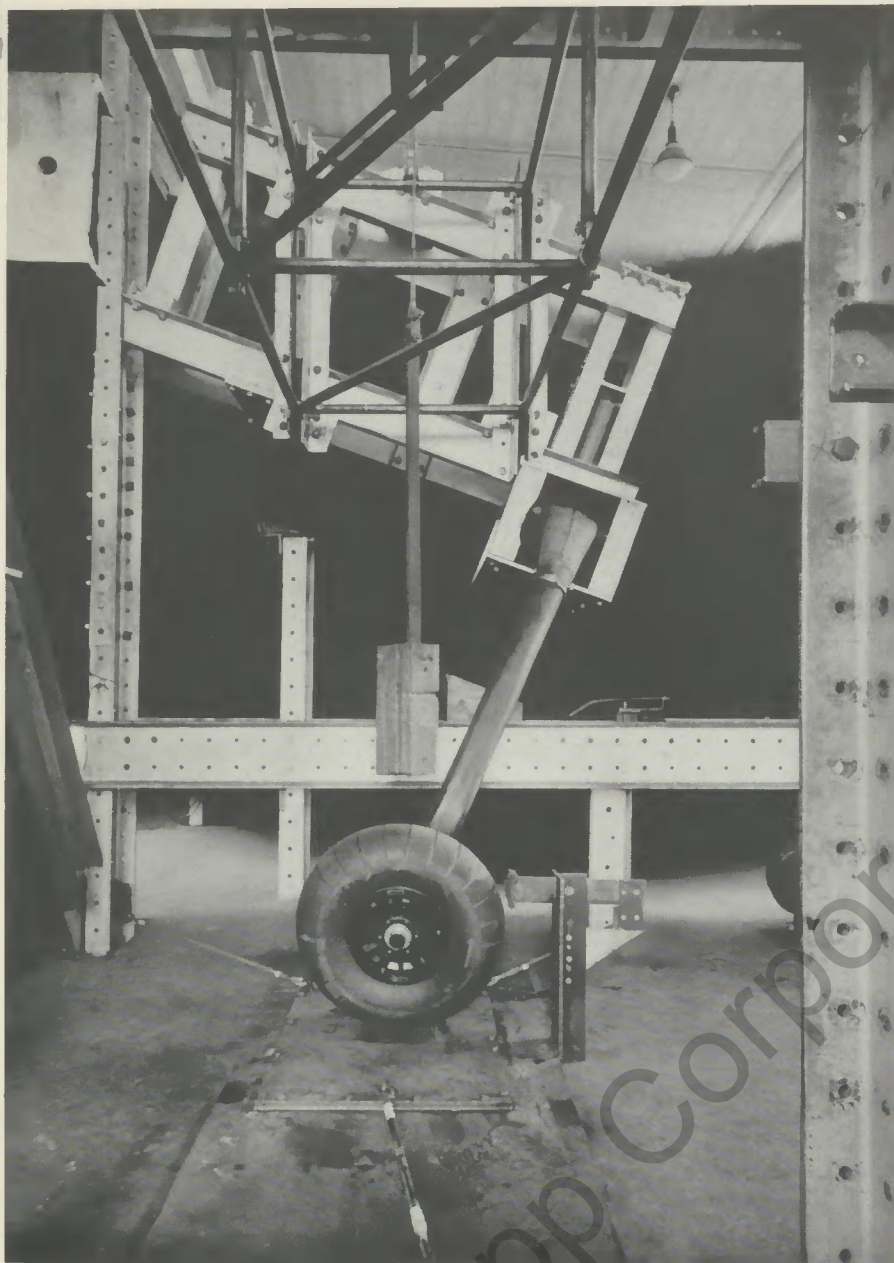


Abb. 23. Dauerfallversuch mit einem Elektronen-
gußbein der Hs 126

Bestimmung dieser verschiedenen Lasthöhen und Laststufen war eine Aufgabe, die von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt vor etwa drei Jahren in Angriff genommen wurde und durch Messungen der Beanspruchung im fliegenden Flugzeug bei Flügen in böigem Wetter usw. der Lösung weitgehend nähergebracht wurde. Die Grundlagen für eine Dauererprobung sind hiermit geschaffen. Angesichts der oben erwähnten Schwierigkeiten ist es aber unvermeidlich, Dauerversuche nicht nur an Modellen und Einzelteilen wie Schrauben oder Nietverbindungen usw., sondern auch an wirklichen Bauteilen wie Beschlägen, Holmen usw. durchzuführen. Diese Versuche können also nur in enger Zusammenarbeit mit der Konstruktion, also im Flugzeugwerk selbst vorgenommen und ausgewertet werden.

Die Vornahme von Dauerversuchen an Flugzeugteilen ist häufig in den normalen Dauerprüfmaschinen nicht möglich, sondern es ist notwendig, besondere Vorrichtungen zu bauen. Eine Prüfvorrichtung für ein Fahrgestellbein der Hs 126 zeigt Abb. 23. Das Fahrgestellbein wurde in ein

teiles vorherzusagen. Außerdem haben große Reihen von Versuchen, die z. B. von Prof. Thun und anderen vorgenommen worden sind, einen sehr großen Streubereich in dieser sogenannten Kerbempfindlichkeit aufgedeckt.

Zu diesen beiden Schwierigkeiten der Ermittlung der wirklichen Spannung und der Übertragung der Werkstoffversuche auf die Festigkeit im Bauteil kommt im Flugzeugbau noch eine dritte Schwierigkeit hinzu, und zwar die, daß bei den meisten Flugzeugteilen nicht nur einfache Dauerbeanspruchungen mit konstanter Höhe auftreten, sondern daß im praktischen Betrieb verhältnismäßig hohe Lasten, die weit über die normale Dauerfestigkeit hinausgehen, aber nur selten auftreten, sich vereinigen mit anderen Lasten, die kleiner sind und dafür mit größerer Häufigkeit zu erwarten sind. Die

Gerüst eingespannt. Dieses gelenkig befestigte Gerüst wurde automatisch durch eine von einem Elektromotor betätigte Zugvorrichtung gehoben, dann ausgeklinkt, so daß die mit bestimmter Masse versehene Vorrichtung und das Fahrgestellbein um eine bestimmte Fallhöhe fielen. Die Fallhöhe wurde so gewählt, daß die auftretenden Beanspruchungen der sicheren Last im Flugzeug gleichkamen. Da beim Landevorgang des Flugzeuges während des Rollens das Flugzeugrad auch nach der Seite ausweichen kann, mußte diese Bewegungsmöglichkeit auch im Versuch geschaffen werden. Man ließ deshalb das Flugzeugrad nicht auf den Boden fallen, wo die Reibung unter der Last eine seitliche Bewegung verhindert hätte, sondern auf eine in verschiedenen Richtungen leicht bewegliche Platte. Durch diese Fallvor-

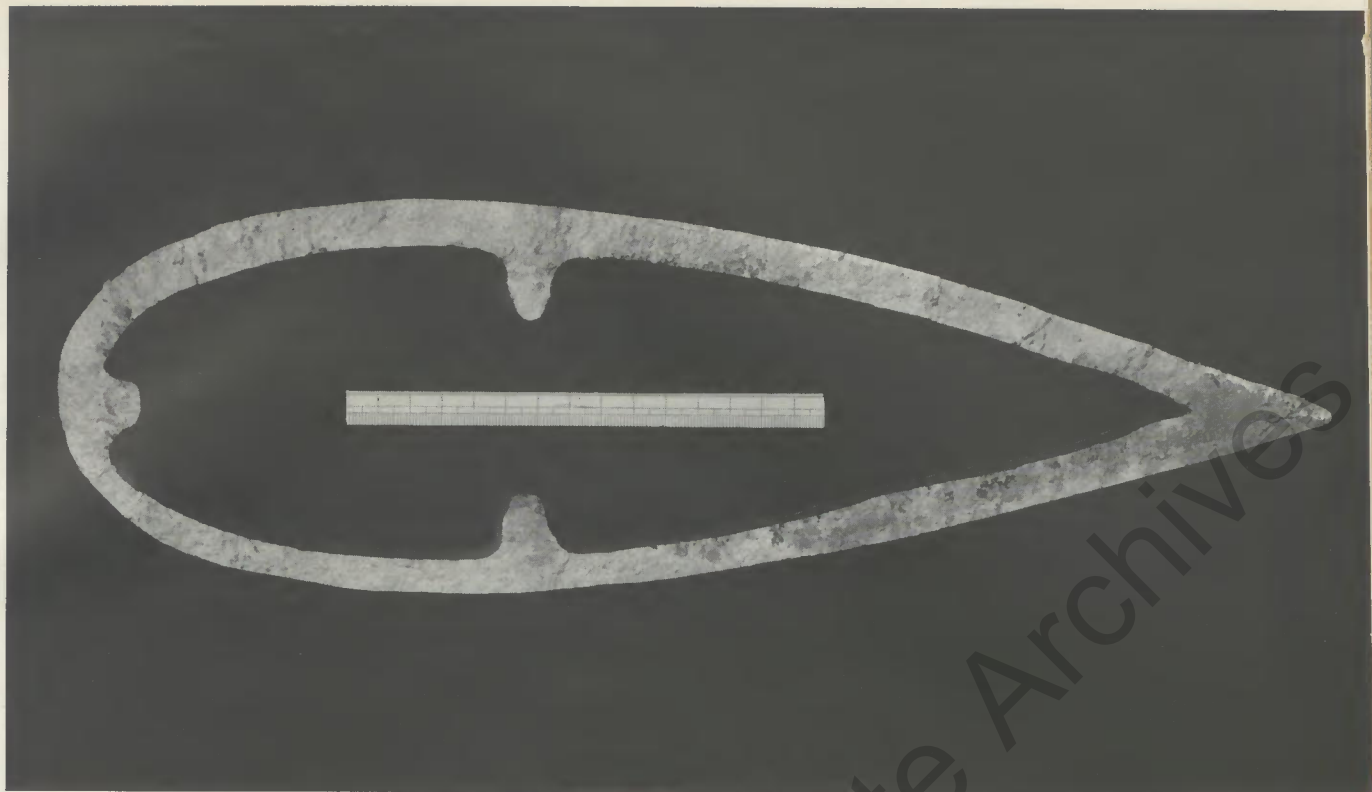
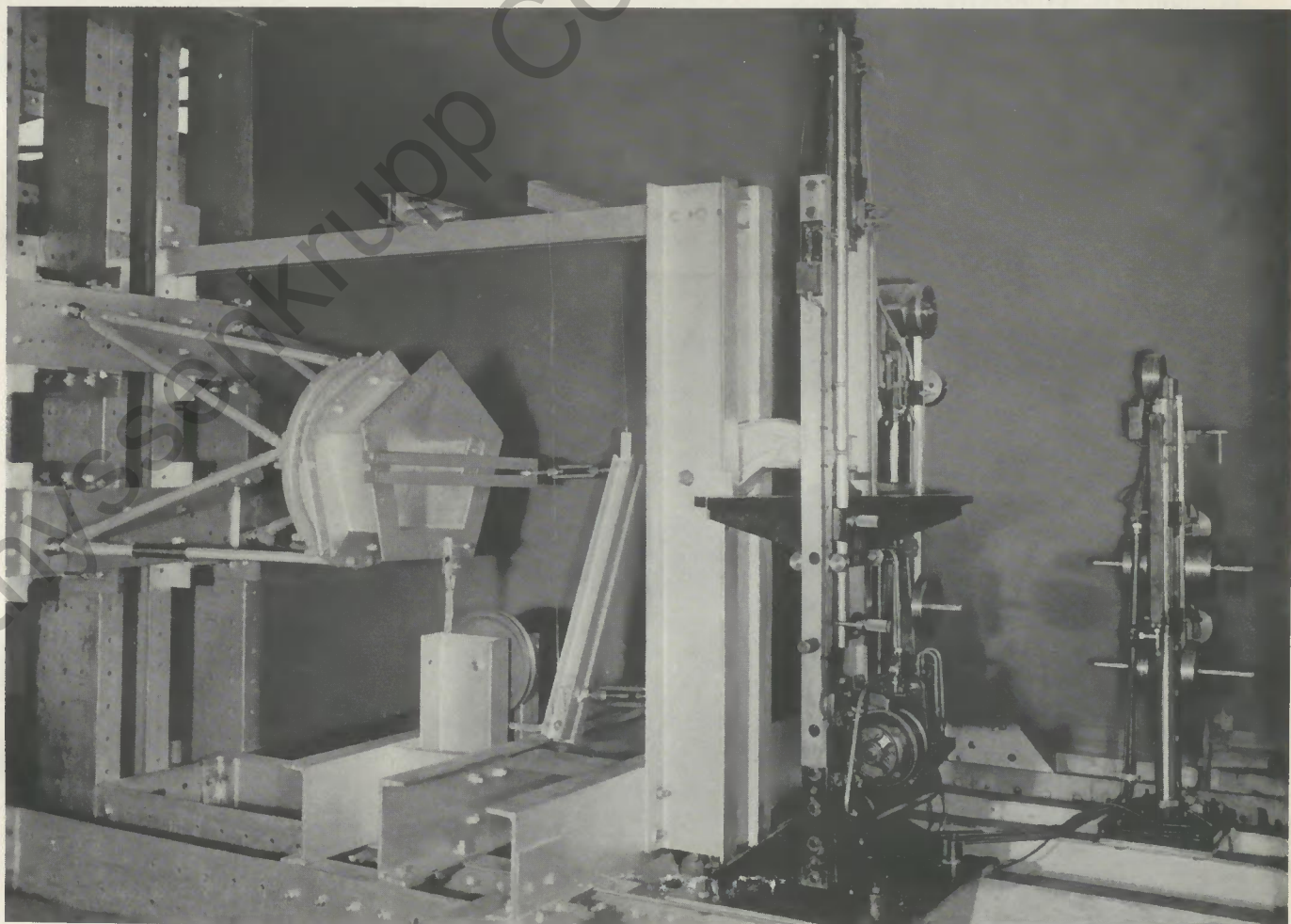


Abb. 24. Bruch in einem Elektrongußbein Hs 126

richtung wurden Rad, Achsschenkel, Fahrgestellbein und Federungen gleichzeitig geprüft. Bruch trat bei einer Reihe verschiedener Stücke nach etwa 7000 bis 12 000 Belastungen ein. Die Anordnung eines Dauerversuches mit einem Trieb-

werksgerüst zeigt Abb. 25. Hier wurde die mittels eines Gabergerätes für Dauerversuche eingerichtete Zerreißmaschine vor dem Triebwerkeinbau aufgestellt, und mittels Hebelübersetzung wurden die Lasten auf den Einbau zur Wirkung gebracht.

Abb. 25. Dauerversuche mit einem Triebwerkeinbau





stäbe in verschiedener Gestalt mit bestimmten, zahlenmäßig festzulegenden Schlagbeanspruchungen zu belasten.

Versuche und Forschungsarbeiten der bisher behandelten Art, Modellversuche im Windkanal, aerodynamische Untersuchungen, Schwingungsrechnungen und -versuche, statische und Dauerversuche sind zur Konstruktion eines neuen Flugzeuges notwendig.

Weitere Versuchsaufgaben entstehen, wenn das neu konstruierte Flugzeug fliegt. Es ist bekannt und selbstverständlich, daß die Flug- und Betriebseigenschaften des Flugzeuges

Es ist nicht ausgeschlossen, daß außer der Prüfung der Dauerfestigkeit unter Umständen auch die Prüfung unter sehr plötzlichen, also stoßartigen Beanspruchungen notwendig ist. Einige Erfahrungen über Brüche, die bei HFW. gemacht wurden, deuten darauf hin, daß in praktischen Fällen Festigkeitsminderungen unter stoßartigen Beanspruchungen zu berücksichtigen sind. Es soll deshalb versucht werden, mit Hilfe piezoelektrischer Druckmessungen zunächst einfache Probe-

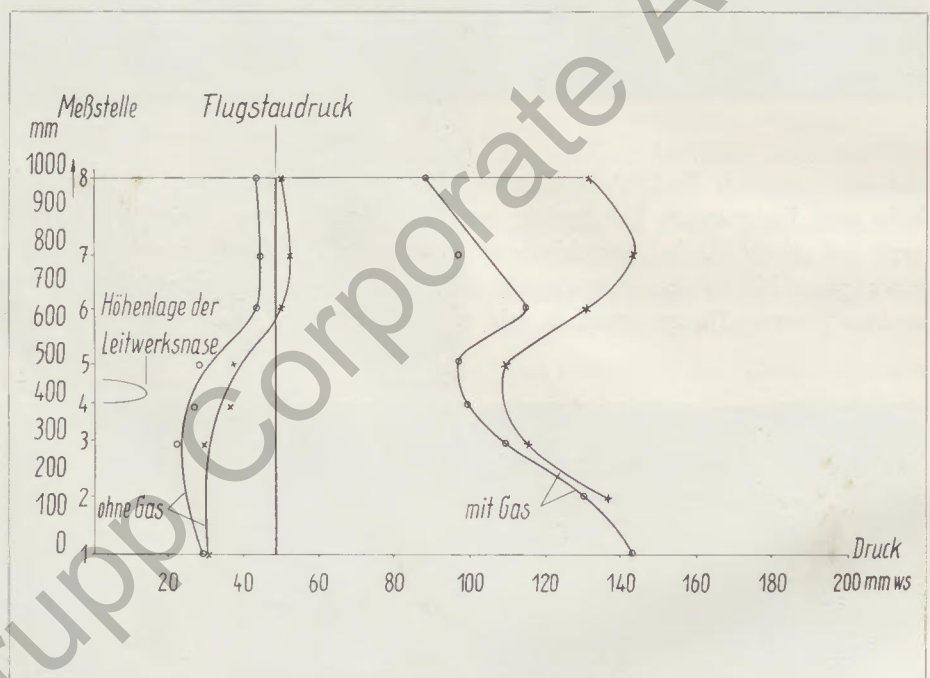


Abb. 26. Messung des Staudrucks vor Höhenleitwerk Hs 126 mit vertikalem Rechen

Abb. 27. Vertikale Staudruckverteilung an Höhenleitwerk Hs 126 nach Flugmessung

Abb. 28. Messung des Staudrucks vor Höhenleitwerk Hs 126 durch horizontale Rechen

durch Geschwindigkeits- und Steigmeßflüge, durch Messungen der Steuerungskräfte, durch Messungen der Zylindertemperaturen, CO-Messungen usw. geprüft werden. Umfangreiche Arbeiten sind notwendig, wenn zur Beurteilung der richtigen Höhenlage des Leitwerks die Staudruckverteilung in einem bestimmten Bereich gemessen werden soll (Abb. 26 bis 28), oder wenn z. B. Vibrationen oder Schüttelerscheinungen auftreten. Auf Grund des Versuchs ist in diesem Fall zunächst die Ursache der Schwingungen zu prüfen, da vielerlei Möglichkeiten dafür bestehen. Sie können durch unzulässig hohe wechselnde Kräfte erzeugt werden, z. B. die Zentrifugalkräfte unwuchtiger umlaufender Teile, wie der Schraube, der Kurbelwelle, der Getriebeteile oder die periodisch auftretenden Spitzenwerte des Drehmomentes usw. Es ist aber weiter auch möglich, daß diese ganzen erwähnten Kräfte, die niemals ganz zu beseitigen sind, durchaus normale und zulässige Größe haben, daß aber die Lastwechselzahl mit einer der verschiedenen Eigenfrequenzen des Motoreinbaues zusammenfällt, und dadurch Resonanz eintritt. Außerdem kann es vorkommen, daß, auch wenn die sich ergebenden Kräfte normal sind und keine Resonanz mit dem Triebwerkeinbau und damit dem ganzen Flugzeug besteht, einzelne Flugzeugteile, etwa Steuerungsstoßstangen usw., sich in Resonanz mit irgendwelchen Frequenzen des Motors befinden und dadurch zu unangenehmen, unter Umständen gefährlichen Schwingungen angeregt wer-

den. Ein Teil der hier entstehenden Fragen kann dadurch gelöst werden, daß man zunächst die Frequenz der beobachteten Schwingungen feststellt. Daraus kann in den meisten Fällen schon geschlossen werden, welche Kräfte und Teile als Erreger nicht in Frage kommen. Für Feststellungen dieser Art, die ja im Fluge vorgenommen werden müssen, sind die DVL.-Ritzgeräte sehr geeignet, da sie auch rasch veränderliche Dehnungen auf einen langsam umlaufenden Glaszylinder aufschreiben. Das Zusammenfallen dieser festgestellten Frequenz mit einer Eigenfrequenz des Triebwerks kann geprüft werden, wenn im Stand-schwingungsversuch die Resonanzkurven festgestellt sind (Abb. 29). In vielen Fällen ist es dann mit Hilfe dieser Feststellungen möglich, den Ausgangspunkt der Schwingungen aufzufinden.

Besonders sorgfältige Untersuchungen, bei denen alle Gruppen, Berechnungsgruppen, Versuchsanstalt und Flugversuchsgruppen zusammenarbeiten müssen, sind für die Feststellung der im Fluge auftretenden Beanspruchungen erforderlich.

So traten bei einem Flugzeugmuster bleibende Verformungen der Flügelnasen auf. Andere Beobachtungen ließen darauf schließen, daß die Querruderlagerarme zu schwach seien. Daraufhin wurde folgendes vorgenommen:

Die statische Festigkeit der Flügelnasen und Querruderlagerarme bei gleichzeitiger Belastung des ganzen Flügels wurden durch Bruchversuche geprüft.

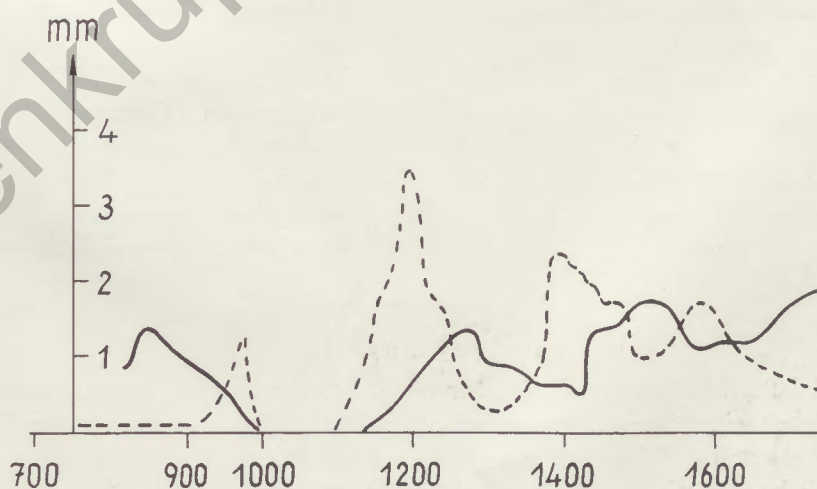


Abb. 29. Resonanzkurven Triebwerk Hs 126 mit verschiedener Weichheit der Gummilagerung, aufgenommen im Standschwingungsversuch

Die zunächst aus den Bauvorschriften errechneten Querruderlasten wurden mit Windkanalmessungen verglichen.

An zwei Stücken des Flugzeugmusters wurden Ritzgeräte an die Querruderlagerarme angebaut und die im Fluge auftretenden Beanspruchungen direkt gemessen.

In andere Flugzeuge wurden Beschleunigungsmesser eingebaut, um die während des Abfangens auftretenden Beschleunigungen zu prüfen. Die Druckverteilungen in der Flügel Nase wurden gemessen und nach besonderen Verfahren nachgerechnet.

Leider konnten, da die Flugzeuge für diese Versuche nicht unbeschränkt zur Verfügung standen, die Versuche nicht vollständig durchgeführt werden. Immerhin zeigte sich folgendes:

Die Windkanalmessungen für die Spaltquerruder geben größere Lasten als die Bauvorschriften, aber die im Fluge gemessenen Lasten waren wesentlich kleiner als die Windkanalmessungen. Ob dies daher kommt, daß bei dem relativ engen Spalt die Kennwertunterschiede zwischen Modell und Ausführung zu groß sind, oder Störungen der Strömungen durch den beim Modell nicht vorhandenen Flächenstiel, oder die Spalte für die Lagerarme

und dergleichen schuld sind, konnte noch nicht geklärt werden.

Die Druckverteilung über die Flügel Nase wich von der im Windkanal ermittelten erheblich, und zwar in ungünstigem Sinne ab. Nachrechnungen nach einem neuen Verfahren lassen vermuten, daß Druckverteilungen dieser Art durch örtliche Unregelmäßigkeiten an der Profilloberseite entstehen können, daß also möglicherweise elastische Formänderungen der Flügel Nase zu einer ungünstigen Verteilung der Lasten, damit zu bleibenden Formänderungen führen, die aus der ursprünglich vorhandenen Lastverteilung nicht erklärt werden können. Die eingebauten Beschleunigungsmesser zeigten, daß die in der Berechnung vorgesehenen sicheren Lasten sehr leicht überschritten werden konnten und wohl auch überschritten wurden. Alle Versuche deuteten also darauf hin, daß die Flügel Nasen verstärkt werden mußten, eine Verstärkung der Querruderlagerarme weniger dringlich war, und sie bestätigten damit die nach den ersten Beschädigungen ergriffenen Maßregeln.

Die vorstehenden Berichte geben eine Übersicht über den Gesamtverlauf der im Flugzeugwerk notwendigen Versuche und der dazu notwendigen Einrichtungen. Sie können folgendermaßen zusammengefaßt werden:

Versuche

Modellversuche im Windkanal.
Standschwingungsversuche (Resonanzkurven).
Ausschwingversuche.
Staudruckmessungen im Fluge.
Druckverteilungsmessungen im Fluge.
Bruchversuche mit Bauteilen.
Bruchversuche mit Bruchzellen.
Dauerversuche an Einzelteilen.
Fallversuche.
Spannungsmessungen im Fluge.
Frequenzmessungen im Fluge.
Kraftmessungen im Fluge.

Einrichtungen einer Versuchsanstalt

Versuchsgerüste.
Belastungsvorrichtungen (Druckkolben).
Kraftmesser.
Zerreißmaschinen.
Pulsatoren, Dauerfallwerke.
Dehnungsmesser.
Dehnungsschreiber (DVL.-Ritzgeräte).
Druckmesser (Quarzgeräte).
Beschleunigungsmesser (Kohledruckgeräte oder andere).
Röntgeneinrichtungen.
Metallographische und chemische Einrichtungen.

Zusammenfassend läßt sich sagen, daß die Durchführung dieser Arbeit eine Gemeinschaftsarbeit in größerem Bereich darstellt. Selbst bei einer technisch hochentwickelten Nation wie Deutschland sind es oft nur ganz wenige einzelne Stellen und Persönlichkeiten, die sich mit den modernen spezialisierten Versuchsarbeiten und Versuchsver-

fahren, wie etwa Reißlackversuchen, röntgenographischen Spannungsmessungen, Dauerversuchen usw. beschäftigen. Ihre Erfahrungen auszuwerten, richtig einzusetzen, durch eigene Arbeiten zusammenzuschließen ist die Aufgabe, vor der auch jede Flugzeugfirma heute steht, wenn sie auf der Höhe der Technik stehen will.