

Nur für den Dienstgebrauch

Mit 

von Prof. Dr. Wilke

Technische Berichte

mit

Luftfahrtschrifttum des Auslandes in Übersetzungen

8133

Herausgegeben

von der Zentrale für wissenschaftliches Berichtswesen der Luftfahrtforschung (ZWB)

Inhaltsverzeichnis

„Das Schütteln von Flugzeugen“. Von Gerhard de Vries, Friedrichshafen a. B.	441
„Lichtelektrische Messung der Verschmutzung von Schmieröl“. Von Peter Kluth, Berlin-Adlershof	455
„Abgasstrahlschub von Flugmotoren“. Von H. Bangerter, Stuttgart	457
„Zur Betriebsfestigkeit gekerbter Bauteile“. Von E. Gaßner und A. Teichmann	459
„Hochauftrieb“. Von W. Krüger	461
„Flatterrechnung“. Von Borkmann, Berlin-Adlershof	469
„Scherversuche an Flugzeughölzern“. Von R. Keylwerth	469
„Selbstveredelnde Aluminiumgußlegierungen für Modellversuche zur Spannungsermittlung“. Von M. Frhr. von Schwarz, Freiberg i. Sa.	470
„Flatterrechnungen“. Von Borkmann, Berlin-Adlershof	470
„Zur Umstellung von Dünoblechkonstruktionen auf Stahl“. Von Flügge-Kappus, Berlin-Adlershof	471
Luftfahrtschrifttum des Auslandes in Übersetzungen	477

Dies ist ein geheimer Gegenstand im Sinne des § 88 des Reichsstrafgesetzbuchs (Fassung vom 24. April 1934). Mißbrauch wird nach den Bestimmungen dieses Gesetzes bestraft, sofern nicht andere Strafbestimmungen in Frage kommen.

Der Bericht darf innerhalb des Dienstbereichs des Empfängers jeder Person nach dem hierfür vorliegenden dienstlichen Bedürfnis zugänglich gemacht werden.

Verwendung zu Veröffentlichungen (ganz oder teilweise) sowie Weiterleitung an Persönlichkeiten außerhalb des Dienstbereichs des Empfängers ist ausgeschlossen.

Aufbewahrung unter Verantwortung des Empfängers unter gesichertem Verschuß.

TECHNISCHE BERICHTE

Herausgegeben
von der Zentrale für wissenschaftliches Berichtswesen der Luftfahrtforschung (ZWB)

Bd. 11 (1944)

Heft 12

Das Schütteln von Flugzeugen

Das Schütteln, seine Erscheinungsformen und Ursachen

Von Gerhard de Vries, Friedrichshafen a. B.

Bericht der Dornier-Werke G. m. b. H., Friedrichshafen/Bodensee

A 25 41

Übersicht: Das Schütteln von Flugzeugen kann durch motor- und luftschraubenerregte Schwingungen oder durch selbsterregte Schwingungen verschiedener Art verursacht sein. Von diesen sind die erzwungenen Schwingungen, und zwar vor allem die von der Luftschraube erregten, am wichtigsten. Genauere Untersuchungen darüber, wann und wodurch das Schütteln eines Flugzeugs auftritt, wurden in der Versuchsabteilung der Dornier-Werke durchgeführt und haben die Ursachen soweit geklärt, daß das Schütteln heute wohl in jedem Fall beherrscht und beseitigt werden kann.

Nach einer einleitenden Betrachtung über die Zusammenhänge zwischen den meßbaren Größen, die den Schwingungszustand eines Flugzeugs kennzeichnen und der subjektiven Beurteilung durch die Besatzung wird auf die Lagerung der Triebwerke eingegangen. In einem später folgenden zweiten Teil werden der Einfluß der Unwuchten der Luftschrauben erörtert, die Verfahren zum sog. pseudo-dynamischen Auswuchten von Luftschrauben besprochen, und ein dazu entwickeltes Gerät, das Dornier-Pseudyn-Wuchtgerät, beschrieben und Betriebserfahrungen mitgeteilt werden.

Gliederung

- I. Die Erscheinungsformen des Schüttelns
- II. Einige wichtige Forschungsergebnisse über die Wirkung von Erschütterungen und Lärm auf den menschlichen Organismus
- III. Folgerungen aus den Versuchsergebnissen für die Urteilsbildung
- IV. Die elastische Lagerung von Triebwerken
- V. Zusammenhänge zwischen der Motorlagerung und dem Schütteln eines Flugzeuges
- VI. Ergebnis einiger Schwingungsmessungen an den Triebwerken eines zweimotorigen Flugzeuges
- VII. Zusammenfassung

I. Die Erscheinungsformen des Schüttelns

Die möglichen Erscheinungsformen des Schüttelns sind so zahlreich, daß meistens schwer zu erkennen ist, was überhaupt vom Flugzeugführer oder einer Besatzung unter dem Schütteln eines Flugzeuges verstanden

wird, wobei das Urteil des Flugzeugführers im allgemeinen maßgebend ist.

Wie bei einem mit starken Triebwerken versehenen Leichtbau erwartet werden kann, befindet sich während des Fluges praktisch kein Punkt des Flugzeugs in Ruhe. Die Wände vibrieren, wobei Blechfelder und Scheiben mit größeren Amplituden schwingen als die festeren Aussteifungen, so daß sich etwa ein Verlauf nach Bild 1 ergeben kann. Die in den einzelnen Punkten aufgenommenen Schwingungsschriebe zeigen eine Reihe von Schwingungen mit verschiedenen Frequenzen und wechselndem Amplitudenverhältnis, können darüber hinaus aber auch noch Schwebungen aufweisen, die durch verschiedene Drehzahlen der Motoren, aber auch durch Überlagerung der luftschrauben- und motorerregten Schwingungen entstehen. Bild 2 zeigt einige Beispiele solcher Schwingungsschriebe.

Die Einbauten im Flugzeug führen wieder andere Schwingungen aus, so ist z. B. ein Teil der Geräte el-

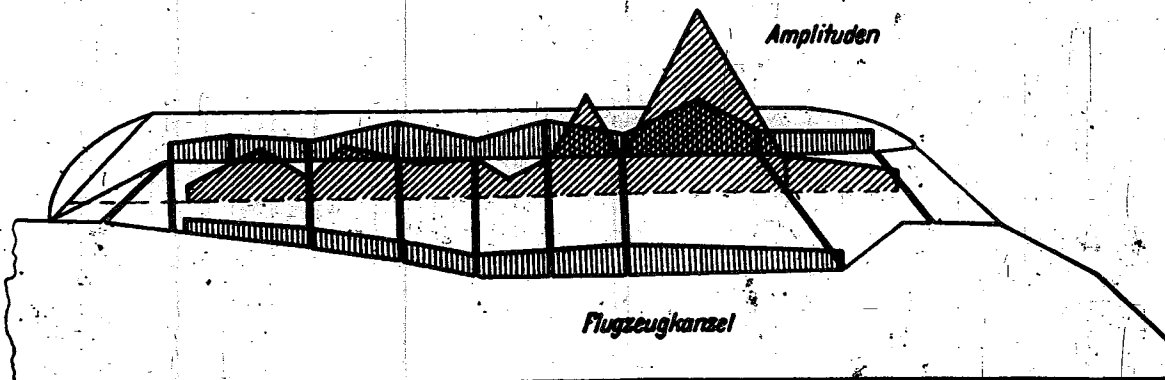


Bild 1. Amplitudenverteilung in der verglasten Kanzel eines Flugzeuges

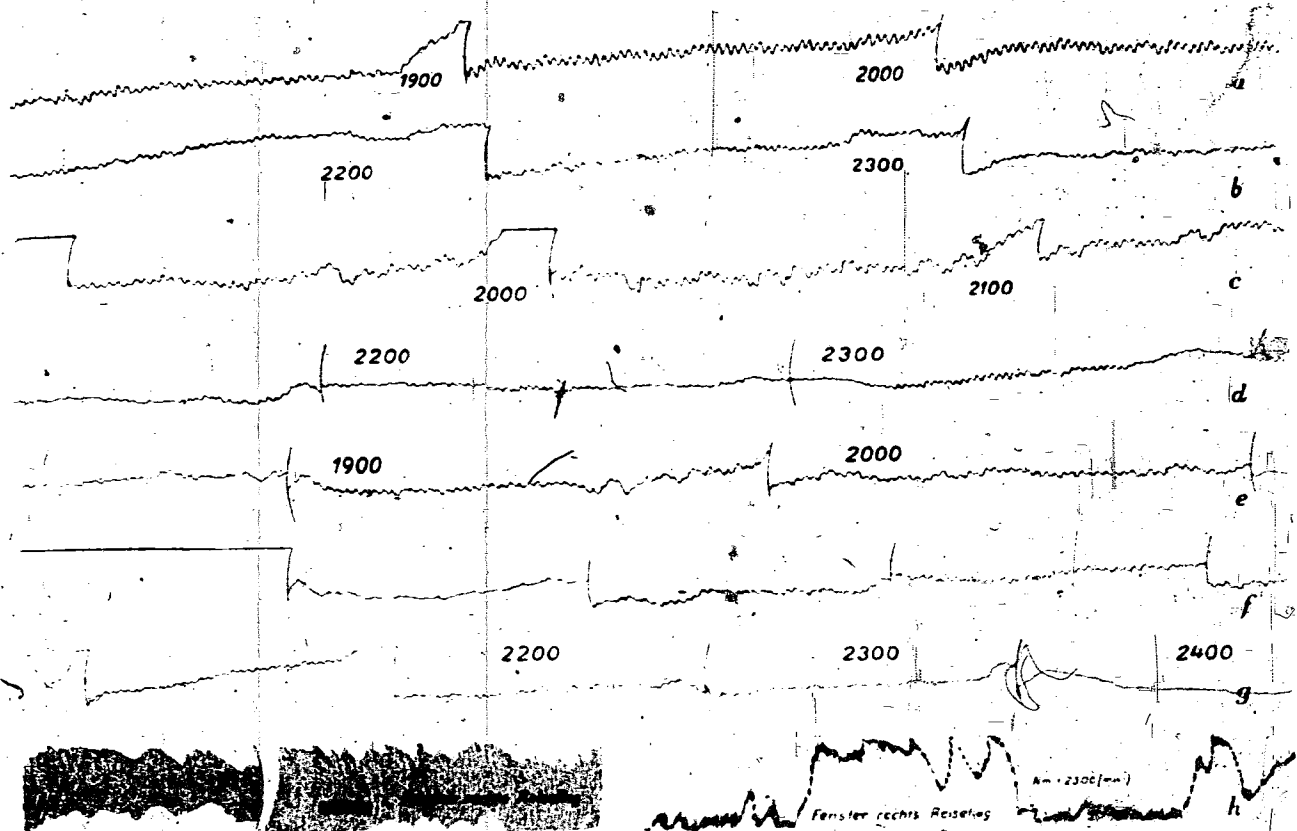


Bild 2. Beispiele für Schwingungsschriebe

a, b, c) Im Einmotorenflug am Deckenbalken gemessen
 d, e) Im Zweimotorenflug am Deckenbalken gemessen
 f, g) Im Zweimotorenflug an der Pedale gemessen

h) Beispiel für Schwingungen zwischen halber Kurbelwellendrehzahl und Luftschaubendrehzahl
 i) Im Einmotorenflug in der Mitte einer Scheibe gemessen

stisch aufgehängt, und diese können unter ungünstigen Bedingungen größere Amplituden aufweisen, als ihre Umgebung. Auf die Störungen von Geräten durch das Schütteln soll hier nicht eingegangen werden, weil diese im allgemeinen erst bei Amplituden auftreten, die über der gefühlsmäßig zulässigen Grenze liegen. Über die zweckmäßige Lagerung von Geräten liegen verschiedene Arbeiten vor [1]¹⁾. Neben den mechanischen Schwingungen verschiedener Art ist der Lärm in einem Flugzeug nicht unbeträchtlich, und auch dieser setzt sich aus den verschiedensten Frequenzen zusammen, von denen einige dauernd gleichmäßig stark vorhanden sind, andere nur zeitweise mehr oder weniger in Erscheinung treten. So ist das Schwingungsbild eines Flugzeuges sehr vielseitig, und der Meßingenieur muß bei einer Beanstandung zuerst danach trachten, Vergleichsmaschinen zu finden, die nicht beanstandet werden, um durch Gegenüberstellen der Schwingungsspektren die wesentlichen Unterschiede erkennen zu können. Eine Vergleichsmaschine genügt dabei im allgemeinen wegen der zwischen zwei Flugzeugen ohnehin schon vorhandenen Unterschiede im Schwingungsverhalten nicht.

Mit der Beanstandung ist schon ein Unsicherheitsfaktor in die Untersuchung eingegangen, der von nicht zu unterschätzender Bedeutung ist, das Gefühl des Flugzeugführers. Dieser muß ja entscheiden, welche Maschine er als ruhig, welche als schüttelnd empfindet. So gerne man die subjektive Beurteilung aus den Messungen herauslassen möchte, muß man sich doch mit ihr befassen, um den Zusammenhang zwischen Empfinden und objektiv zu messenden Größen zu erhalten. Versuche darüber sind schon mehrfach gemacht worden. Sie bilden die

verbindende Brücke zwischen den objektiven Messungen und den gefühlbedingten Beanstandungen.

II. Einige wichtige Forschungsergebnisse über die Wirkung von Erschütterungen und Lärm auf den menschlichen Organismus

Durch Lärm und Erschütterungen eines Flugzeuges wird die Bequemlichkeit, aber u. U. auch die Leistungsfähigkeit des fliegenden Personals herabgesetzt. Darüber hinaus besteht in besonders schweren Fällen die Gefahr dauernder körperlicher Schäden. Über den Zusammenhang zwischen Amplituden und Frequenzen eines Schwingungszustandes und deren Wirkung auf den menschlichen Organismus finden wir eine zusammenfassende Darstellung zahlreicher Arbeiten bei Coermann [2]. Hier muß uns besonders die Darstellung Bild 3 interessieren, die dem Bericht [3] entnommen ist. Sie zeigt, daß man Empfindungskurven in Abhängigkeit von Frequenz und Amplitude einführen kann, in denen der Bereich „lästig“ bis „bedingt schädlich“ besondere Beachtung verdient. In die Messungen geht naturgemäß das Urteil der Versuchspersonen ein, und starke Streuungen überraschen nicht. Bei Änderung der Versuchsbedingungen können erhebliche Abweichungen gegenüber den gezeigten Kurven auftreten, wie die nach englischen Messungen [4] eingezeichnete Kurve E zeigt. Der Verlauf der Kurven ist aber in beiden Fällen ähnlich: er sagt aus, daß die hohen Frequenzen bei gleichen Amplituden unangenehmer empfunden werden als die tiefen, nur liegen die englischen Messungen wesentlich höher im Schaubild, d. h. den Versuchspersonen wurden erst erheblich größere Amplituden lästig, als den Versuchspersonen in [3]. Besondere Aufmerksamkeit verdienen Frequenzen im Bereich von 50 bis 80 Hz, weil hier der Augapfel im umgebenden Fettpolster eine

¹⁾ Die Zahlen in eckigen Klammern beziehen sich auf die Schrifttumszusammenstellung, die am Ende der demnächst erscheinenden Fortsetzung dieser Arbeit enthalten ist.

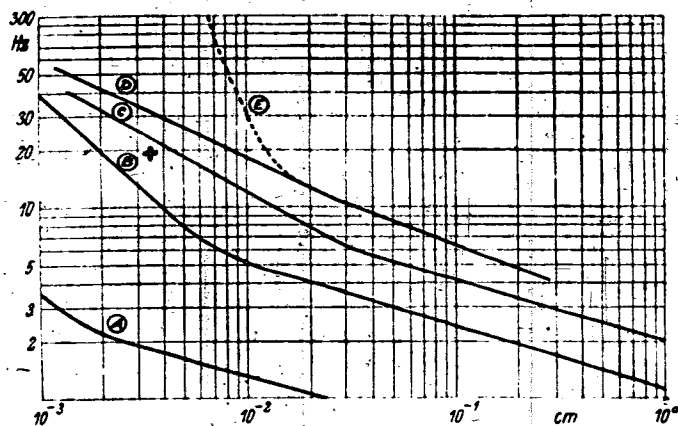


Bild 3. Linien gleicher Empfindungsstärke stehender Menschen für senkrechte Erschütterungen (nach Reiber und Meister)

- A gerade spürbar
B stark spürbar (lästig)
C bedingt schädlich (bei längerer Dauer)
D unbedingt schädlich (außerordentlich unangenehm)
E unangenehm (unpleasant) nach englischen Messungen [4]
+ nach Messungen von DW (s. Bild 23) zulässige Schwingungsamplitude

verhältnismäßig wenig gedämpfte Eigenschwingung ausführt und dabei starke Störungen auftreten können, wie Bild 4 zeigt.

Für seitliche Schwingungsbewegungen liegen die Verhältnisse ähnlich. Die vorliegenden Untersuchungen scheinen sich auf reine Sinusschwingungen zu beschränken. Der Einfluß gleichzeitiger Einwirkung von hohen und tiefen Frequenzen wurde noch nicht eingehend festgestellt. Von Bruderlin [5] wurde aber der Zusammenhang bei gleichzeitiger Einwirkung von Schall und Erschütterung auf den menschlichen Körper untersucht und dabei festgestellt, daß die Wirkungen sich in der Weise addieren, daß die Unerträglichkeitsgrenze für eine der beiden Störungen herabgesetzt wird, wenn die andere auch vorhanden ist. Über den Schalleinfluß allein liegen zahlreiche Untersuchungen vor [2].

III. Folgerungen aus den Versuchsergebnissen für die Urteilsbildung

Bei der Übertragung der Versuchsergebnisse auf die Verhältnisse im Flugzeug ergeben sich erhebliche Schwierigkeiten, die durch die zahlreichen Möglichkeiten für die Beeinflussung der Besatzung entstehen.

Das Schwingungsspektrum eines Flugzeugs ist außerordentlich umfangreich und umfaßt Frequenzen von wenigen Hz, die sich durch ihre Beschleunigung äußern, bis zu den höchsten Schallfrequenzen, die über Gehör und Tastgefühl bemerkbar werden. Mechanische Schwingungen werden außerdem vom Auge wahrgenommen und können dieses auch indirekt beeinflussen. Für jede dieser Frequenzen oder für die Summe mehrerer Schwingungen wird es Grenzen der Wahrnehmbarkeit, der Störung und sogar der Schädigung für die Flugzeuginsassen geben. Dabei besteht ein Unterschied zwischen den Anforderungen, die an ein Passagierflugzeug und etwa an ein Kampfflugzeug zu stellen sind. Die Schwierigkeit liegt nun darin, diesen verschiedenen Flugzeugtypen zulässige Kenngrößen für das Schütteln zuzuordnen und damit die berechtigten Forderungen der Flugzeugführer festzulegen. Allgemeine Vorschriften bestehen darüber noch nicht und werden sich bei den vielen möglichen Zusammentreffen sich beeinflussender Störungsmöglichkeiten auch kaum festlegen lassen.

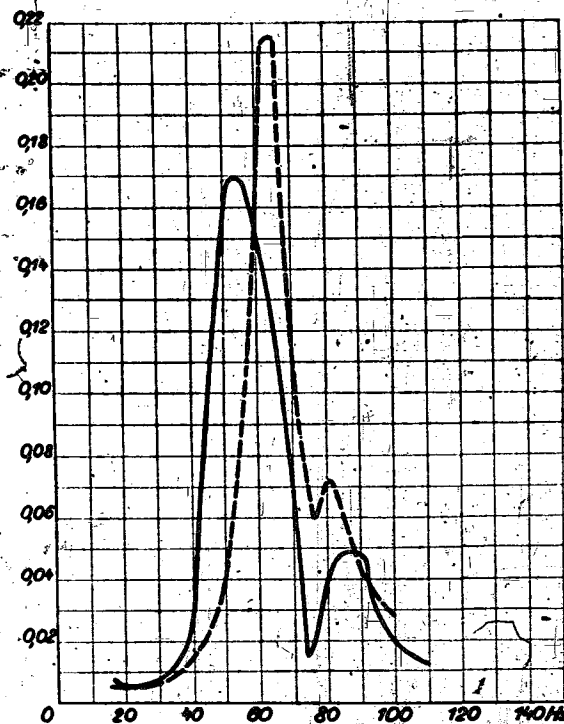


Bild 4. Störung in Winkelminuten pro μ Kopfamplitude (nach [2]).

In den Untersuchungen von [2] und [3] wurden nur einige Wege der unmittelbaren Beeinflussung des Körpers durch Schwingungen erwähnt, so z. B. unmittelbare Übertragung beim Sitzen und beim Stehen. Die Berührungsstellen mit dem Flugzeug sind aber für die Flugzeugbesatzung viel zahlreicher und für jedes Besatzungsmitglied wieder anders. Der sitzende Flugzeugführer wird außer dem Sitz über die Pedale, auf denen er die Füße ruhen hat, die Steuersäule, die er in der Hand hält, die Lehne, auf der er den Arm abstützt, irgendwelche Beobachtungsgeräte, die er mit dem Kopf berühren muß, durch mechanische Schwingungen beeinflusst. Weiterhin kommt über das Gehör der Schall herein, während die Augen einen bestimmten Ausschnitt des Flugzeugs betrachten und jedes Schwingen darin aufnehmen.

Nun sind in die meisten der Wege, auf denen Erschütterungen und Schall die Besatzung eines Flugzeuges beeinflussen können, absichtlich oder unabsichtlich Filter eingebaut, die einen Teil der Schwingungen vom Körper fernhalten. Diese Feststellung ist bemerkenswert, weil sie vielleicht die Unterschiede zwischen den gezeigten Untersuchungen und den davon abweichenden Erfahrungen an schüttelnden Flugzeugen erklären kann. Ein sehr wirksames Filter stellt der menschliche Körper selbst dar, was z. B. für die Übertragung der Schwingungen mit höheren Frequenzen auf den Kopf und insbesondere das Auge von Bedeutung ist. Für den auf einer ungepolsterten Bank sitzenden Menschen ist die Eigenfrequenz in senkrechter Richtung etwa 6 Hz, so daß die darüber liegenden Frequenzen auf den oberen Teil des Körpers mehr oder weniger abgefiltert werden. Nicht viel anders ist es für den stehenden Menschen. Daß trotzdem das Gefühl Kurven nach Bild 3 ergibt, ist durch örtliche Schwingungsreizungen vor allem durch hohe Frequenzen bedingt. Durch Kissen, Polster usw. kann man diese verhältnismäßig leicht vom Körper fernhalten oder ihre örtliche Wirkung abmildern. Dann treten aber die hohen Frequenzen viel weniger in Erscheinung als nach den besprochenen Versuchsergebnissen erwartet werden sollte. Tiefere Frequenzen werden

durch Kissen usw. nicht genügend isoliert und machen sich, besonders wenn sie als seitliche Schwingungen auftreten, stark bemerkbar. Dies erklärt sich einmal dadurch, daß der Körper als Ganzes geschen mit der Federung durch Kissen usw. dann aber auch in sich Eigenschwingungen aufweist, die die in dem Flugzeug auftretenden Schwingungsamplituden sogar noch vergrößert auf den Körper übertragen können [6]. Aus diesen Überlegungen heraus wird die Erfahrungstatsache verständlich, daß für den Sitzenden im Flugzeug die Schwingungen mit tieferer Frequenz unangenehmer empfunden werden, als hohe Frequenzen. Dabei erweist sich der Bereich von $f = 6$ bis 20 Hz als am unangenehmsten. Für den Flugzeugführer sind solche Schwingungen unter der Voraussetzung, daß der Einfluß der im folgenden beschriebenen örtlichen Schwingungen nicht stark überwiegt, maßgebend für sein Urteil.

Der unmittelbare physiologische Einfluß von stärkeren Schwingungen einzelner Bauteile ist meistens gering; so stören Schwingungen niedriger Frequenz am Handrad nicht sehr, auch höhere Frequenzen werden erst bei größeren Amplituden unangenehm. Empfindlicher sind die Füße, aber auch hier werden erst Amplituden, die ein mehrfaches über den Grenzwerten nach Bild 3 liegen, störend empfunden und führen zur Ermüdung. Dabei spielt die Gewöhnung eine nicht zu unterschätzende Rolle.

Die übrigen Besatzungsmitglieder eines Flugzeuges unterliegen ähnlichen Gesetzen für die Beurteilung des Schüttelns. Sie haben im allgemeinen eine etwas größere Bewegungsfreiheit, dafür aber oft einen weniger „komfortablen“ Sitz, der die höheren Frequenzen wieder mehr in Erscheinung treten läßt. Ihr Urteil wird in diesem Fall also weitgehend auch durch diese bestimmt.

Damit sind einige der wichtigsten Gründe, die wesentliche Unterschiede in der Beurteilung des Schüttelns durch verschiedene Besatzungsmitglieder eines Flugzeuges erklären, wiedergegeben. Sie wären aber unvollständig, wenn man die Beurteilung durch das Auge nicht mit heranziehen würde. Diese ist tatsächlich sehr wesentlich und kann wiederum zu Unterschieden in der Beurteilung führen, weil Flugzeugführer, Bordmonteure und beispielsweise Funker je einen anderen Ausschnitt im Gesichtsfeld haben. Dabei sind besonders einzelne schwingende Teile von Bedeutung. Ein ungünstig gelagertes Instrumentenbrett dicht vor den Augen des Flugzeugführers kann den Gesamteindruck und das Urteil vollständig bestimmen, und ein Instrument, das durch Schwingungen ungenaue Anzeige liefert, für Bordmonteur und Funker das Kriterium für das „Schütteln“ bilden. Der Anblick von schüttelnden Auspuffstutzen kann auch dann zum Urteil „das Flugzeug schüttelt“ führen, wenn gar keine größeren Schwingungen auf die Kanzel übertragen werden.

Der Schall kann dann von Bedeutung werden, wenn er die Verständigung durch die Bordanlage erschwert. Es gibt aber auch Fälle, wo örtliche Schallspitzen durch ein in Resonanz erregtes Blechfeld oder eine Scheibe unmittelbar auf den Körper sehr unangenehm wirken können. Allerdings wird man diesen Zustand allein nicht mit „Schütteln“ bezeichnen. Darunter wird erfahrungsgemäß fast immer — ohne vorherige Vereinbarung oder Unterrichtung — ein Schwingen mit niedrigeren Frequenzen verstanden. Gleichzeitiges Auftreten höherer Frequenzen läßt aber schon vorhandene Schwingungen mit tiefen Frequenzen stärker empfinden. Auch die

übrigen Verhältnisse im Flugzeug wie Bequemlichkeit, Temperatur usw. sind an der Urteilsbildung beteiligt und es ist daher nicht ganz einfach, die wirklich störende Schwingung zu erfassen, vor allem, wenn diese nur zeitweise oder nur in bestimmten Flugzuständen auftritt.

Als Sonderfall muß auch noch erwähnt werden, daß Schwebungen, wie Bild 2 aus einer Messung zeigt und wie sie beim mehrmotorigen Flugzeug durch gleichzeitige Einwirkung mehrerer Triebwerke, aber auch bei einem Triebwerk durch Überlagerung benachbarter Motor- und Luftschraubenfrequenzen entstehen können, durchweg als sehr unangenehm empfunden werden.

IV. Die elastische Lagerung von Triebwerken

Schwingungsstörungen sind im allgemeinen durch das Übereinstimmen einer Erregerfrequenz mit einer Eigenfrequenz, also durch einen Resonanzzustand, bedingt. Dies ist auch beim Schütteln des Flugzeugs nicht anders, und zwar kann die elastische Lagerung des Triebwerks mit Unwuchten der Luftschrauben oder nicht ausgeglichenen Kräften des Triebwerks Störungen verursachen. Eine Zusammenstellung der möglichen Erregerquellen und ihre Bedeutung findet sich im englischen Bericht [4] und sei hier wiedergegeben, weil sich die dort getroffenen Aussagen weitgehend mit unseren Erfahrungen decken (siehe Tafel 1).

Das Problem der elastischen Lagerung von Triebwerken ist heute praktisch noch nicht allgemein gelöst. Trotz der vielen Arbeiten, die die Lagerung von Triebwerken theoretisch behandeln [7], muß diese Feststellung ausgesprochen werden, wie die folgenden Überlegungen zeigen: Die elastische Lagerung eines Triebwerks wird im allgemeinen durch das Einschalten von Gummifedern zwischen Triebwerk und Flugzeug durchgeführt. Der Wert dieser Federn ist unbestritten, weil dadurch unausgeglichene Gas- und Massenkräfte sich im Triebwerk selbst aufheben können, ohne daß durch eine starre Verbindung mit der Zelle Zwangskräfte entstehen, die zu Dauerbrüchen im Triebwerksgerüst führen würden. Weiterhin wird der Körperschall von der Zelle ferngehalten. Die Nachteile der elastischen Lagerung sind andererseits bekannt; einmal werden die sechs Lagerungsfrequenzen des Triebwerks nach verhältnismäßig tiefen Drehzahlen verschoben und kommen damit in das Gebiet der Luftschrauben-Kurbelwellendrehzahlen, bzw. ihrer ersten Vielfachen. Weiterhin erfordern die großen Verschleißungen des Triebwerks bei Abgangvorgängen, Warmlaufen usw. entsprechend ausgebildete Verkleidungen, Bediengestänge und gegebenenfalls Waffeneinbauten. Die erwähnten Rechnungen bezwecken nun, die sog. Lagerungsfrequenz des Triebwerks in Drehzahlgebiete zu verlegen, in denen keine größeren erregenden Kräfte liegen. Diese Gebiete sind nicht sehr groß, und es ist daher zweckmäßig und u. U. sogar erforderlich, daß die Eigenschwingungszahlen ein möglichst kleines Band umfassen, das sich dann in einem wenig benutzten Drehzahlbereich anordnen läßt. Leider bereitet schon die theoretische Ermittlung einer solchen Lagerung Schwierigkeiten, da man die Lagerpunkte am Triebwerk und auch an der Zelle nicht beliebig wählen kann, sondern durch die Konstruktion ziemlich stark gebunden ist. Dies gilt insbesondere für Stern- und Doppelsternmotoren, bei denen die Ebene der elastischen Aufhängung aus konstruktiven Gründen weit hinter dem Schwerpunkt angeordnet werden muß.

Um die Auswirkungen dieser Maßnahme zu verstehen, müssen wir kurz auf die grundsätzlichen Fragen der La-

Tafel 1. Zusammenstellung der möglichen Erregerquellen für Flügelschwingungen

Ursache	Ordnung	Art	Vorkommen	Bedeutung	Bemerkung
Motor	1. Unwucht	Querkräfte oder Moment	Sternmotor (Kraft) Doppel-Sternmotor (Moment)	Kraft unbedeutend, Moment kann von Bedeutung werden	Abhängig vom System Kurbelwellen- Pleuelstangen
	2. Drehmoment-Reaktionen a) Trägheitskräfte b) Gaskräfte	Querkräfte oder Moment	4 Zyl. Reihomotor (Kraft) 12 Zyl. V-Motor (Kraft)	Verursacht manchmal, besonders bei kleinen Drehzahlen, große Schwingungen	Wie vorher, ausgenommen beim 4 Zylinder-Reihomotor. Frequenz gewöhnl. zu hoch um störend zu wirken
	3. Drehmoment-Reaktionen a) Trägheitskräfte b) Gaskräfte	Drehmoment	n_k u. $2 n_k$ bei Sternmotoren, $2 n_k$ beim 4 Zyl. Reihomotor, zu vernachlässigb. beim 12 Zyl. V-Motor	Verursacht selten starke Schwingungen	Nur n_k kann störende Schwingungen verursachen, $2 n_k$ und $3 n_k$ vorhanden, aber nicht störend
Luftschraube	4. Blätter in einer Ebene, aber nicht rotationsymm.	Drehmoment	Bei allen Motoren, bei schlechter Gasverteilung und Zündung	Schwingungen meistens durch die $1/2$, u. 1. Ordnung, stärkere durch die $1/2$. verursacht	Stärkere Schwingungen u. Reihlauf konnte häufig auf die $1/2$. Ordnung zurückgeführt werden. Diese Harmonische erzeugt ebenfalls die Eigenschwingungen des Tragwerks
	5. Verschiedene Blatteinstellung	Drehmoment und Querkräfte	Alle Motoren, Drehmomente nur in Getriebemotoren	Unwichtig, es sei denn, sie seien sehr heftig	Erzeugen Getrieberattern, wird nicht als Schwingung wahrgenommen
	6. Blätter in einer Ebene, aber nicht rotationsymm.	Drehmoment und Querkräfte	Alle Motoren, Drehmomente nur in Getriebemotoren	Unwichtig, wenn nicht sehr groß	Bei Getriebemotoren muß die Unwucht mindestens 9 grm sein, um störende Schwingungen hervorzurufen
Aerodynamik	1. Nachstrom	Querkräfte, Drehmomente und Momente	Sollten bei sauberer Schraubenherstellung Null sein. Wegen Fabrikationsfehler u. nicht zu vermeidender Ungenauigkeiten in Herstellung und Material sind aber alle diese Ursachen mehr oder weniger stark vorhanden.	Kann sehr starke Schwingungen verursachen	Kann durch dynamisches Auswuchten beseitigt werden
	2. Buffeting (Wirbelablösung)	Querkräfte, Drehmomente und Momente	Bei Zweiblattschrauben, wenn die Achse gegen den Flugwind geneigt ist	Kann kleinere Schwingungen, besonders bei Holzschrauben, erzeugen	Verschiedene Verdrehung der Blätter im Flug reicht kaum aus, um größere Schwingungen zu verursachen
	3. Leitwerk- und Flügelflattern	Querkräfte, Drehmomente und Momente	Kommt nur bei zweiblättrigen Luftschrauben vor	Unwichtig, wenn nicht sehr groß	Kann durch stat. Auswuchten beseitigt werden
Aerodynamik	4. Blätter in einer Ebene, aber nicht rotationsymm.	Querkräfte und Moment	Bei Zweiblattschrauben, wenn die Achse gegen den Flugwind geneigt ist	Verursacht große Schwingungen	Neben der $1/2 n_k$ verursacht sie bei manchen Flugzeugen — sogar im Geradeausflug — ernste Störungen
	5. Verschiedene Blatteinstellung	Querkräfte und Moment	Bei Zweiblattschrauben, wenn die Achse gegen den Flugwind geneigt ist	Verursacht große Schwingungen	Neben der $1/2 n_k$ verursacht sie bei manchen Flugzeugen — sogar im Geradeausflug — ernste Störungen
	6. Blätter in einer Ebene, aber nicht rotationsymm.	Querkräfte und Moment	Bei Zweiblattschrauben, wenn die Achse gegen den Flugwind geneigt ist	Verursacht große Schwingungen	Neben der $1/2 n_k$ verursacht sie bei manchen Flugzeugen — sogar im Geradeausflug — ernste Störungen
Aerodynamik	7. Flattern	Querkräfte und Moment	Bei Zweiblattschrauben, wenn die Achse gegen den Flugwind geneigt ist	Verursacht große Schwingungen	Neben der $1/2 n_k$ verursacht sie bei manchen Flugzeugen — sogar im Geradeausflug — ernste Störungen
	8. Buffeting (Wirbelablösung)	Querkräfte und Moment	Bei Zweiblattschrauben, wenn die Achse gegen den Flugwind geneigt ist	Verursacht große Schwingungen	Neben der $1/2 n_k$ verursacht sie bei manchen Flugzeugen — sogar im Geradeausflug — ernste Störungen
	9. Leitwerk- und Flügelflattern	Querkräfte und Moment	Bei Zweiblattschrauben, wenn die Achse gegen den Flugwind geneigt ist	Verursacht große Schwingungen	Neben der $1/2 n_k$ verursacht sie bei manchen Flugzeugen — sogar im Geradeausflug — ernste Störungen

gerung eines Triebwerkes eingehen. Da dieses mit der Zelle in keinem Punkt mehr starr verbunden ist, kann es sich in allen Richtungen verschieben und drehen. Es hat daher 6 Freiheitsgrade. Diesen 6 Freiheitsgraden entsprechen 6 gekoppelte Eigenschwingungszustände und Eigenfrequenzen. Bei einer idealen Anordnung der elastischen Lagerungskörper kann man erreichen, daß diese Verschiebungen bzw. Drehungen entkoppelt, d. h. voneinander unabhängig werden. Die dann erhaltenen 6 Eigenfrequenzen lassen sich durch geeignete Wahl der Steifigkeiten der Lagerungskörper beliebig verschieben. Dabei läßt sich theoretisch auch eine Anordnung finden, bei der die Frequenzen zusammenfallen und das erwünschte schmale Frequenzband ergeben. Im allgemeinen sind die Eigenschwingungen aber miteinander gekoppelt, es ist nicht mehr möglich, die Frequenzen bei starker Kopplung, wie sie im Falle des Doppel-Sternmotors vorliegt, noch in einem engen Drehzahlbereich zusammenhalten. Der benötigte Drehzahlbereich ist so groß, daß er zwischen den erregenden kritischen Drehzahlen des Triebwerks nicht als Ganzes angeordnet werden kann. Man sucht sich dadurch zu helfen, daß man einen Teil der Lagerungsfrequenzen unter, einen anderen über den Betriebsdrehzahlbereich legt. Natürlich besteht auch die Möglichkeit, den Sternmotor in günstigerer Weise aufzuhängen, als dies im allgemeinen der Fall ist. Eine Aufhängung an den Zylinderköpfen würde die gestellten Forderungen weitgehend erfüllen und wurde auch schon durchgeführt [8], nur wächst damit der Durchmesser des Triebwerks, was aerodynamisch sehr unerwünscht ist. Eine weitere Lösung wurde von Gerke [9] untersucht; sie erfordert einen verhältnismäßig hohen Aufwand, hat aber den Vorteil, daß sich der Durchmesser nicht vergrößert. Soweit scheint die Lagerung der Motoren zwar konstruktiv und betrieblich, aber wenigstens theoretisch keine Schwierigkeiten zu machen.

Leider wurden hier und auch in den bisher darüber vorliegenden Arbeiten einige Voraussetzungen gemacht, die in Wirklichkeit nicht erfüllt sind. Alle Rechnungen sind nämlich so durchgeführt, als ob das Triebwerk an eine sehr große Masse angeschlossen würde. Wie wenig diese Annahme vor allem bei mehrmotorigen Maschinen zutrifft, zeigt schon der Vergleich der Massen und Steifigkeiten einer Tragfläche einer zweimotorigen Maschine mit den angeschlossenen Triebwerken. Ein Triebwerk wiegt z. B. rund 1000 kg, das dazugehörige Tragflächenstück 1200 kg. Die Grundschiwingung eines Motors sei mit $n = 400 \text{ min}^{-1}$ gerechnet, die des Tragwerks ist aber $n = 500 \text{ min}^{-1}$. Die gerechnete Nickschwingung des Motors sei $n = 1500 \text{ min}^{-1}$, die Drehschwingung des Tragwerks $n = 1200 \text{ min}^{-1}$. Die Zahlen zeigen, daß keinesfalls ein Unterschied etwa einer Größenordnung zwischen den beiden gekoppelten Schwingungssystemen Tragwerk und Triebwerk besteht, der die oben erwähnte Annahme einer Einspannung an ein starres Lager rechtfertigen würde. Im Gegenteil ist zu erwarten, daß sehr starke Kopplungen auftreten, die die gerechneten Frequenzen verschieben. Wie zahlreiche Messungen ergaben, ist dies auch der Fall. Bild 5 zeigt das Ergebnis von Modellversuchen, bei denen der Einfluß des Tragwerks auf die Lage der Grundfrequenz eines Triebwerkes untersucht wurde [10]. Diese unter vereinfachten Annahmen erhaltenen Ergebnisse bestätigen schon die oben getroffenen Feststellungen. Sie werden aber weiter belegt durch Messungen an einem Sternmotor, dessen Eigenfrequenzen durch Anbau verschiedener Lagerkörper verschoben werden sollten. Die

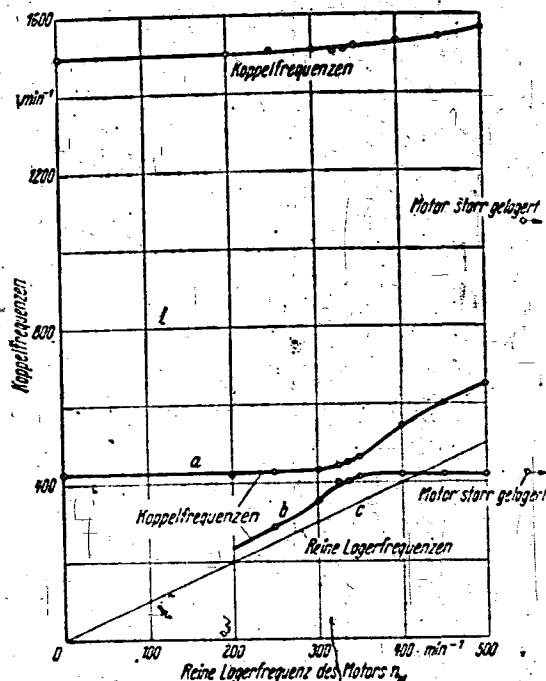


Bild 5. Resonanzfrequenzen des Tragwerks in Abhängigkeit von der Lagerung des Motors (nach [10])

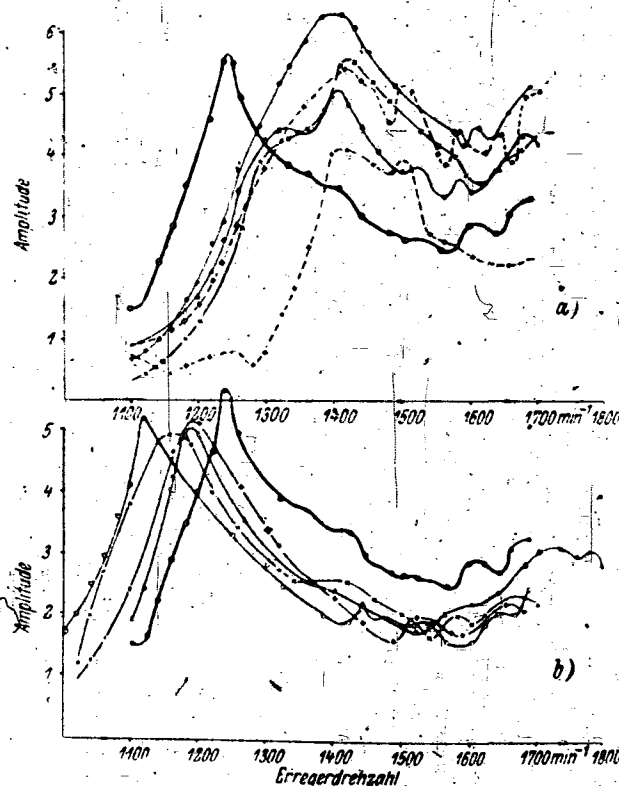


Bild 6. Versuche zur Verschiebung der Lagerfrequenzen eines Doppelsternmotors durch Änderung der Härte der Gummikörper.
a) Gummikörper härter.
b) Gummikörper weicher.
—●—●— Resonanzkurve vor der Änderung
---X--- 1. Grenzfall: Gummikörper durch starre Scheiben ersetzt
---O--- 2. Grenzfall: Steifigkeit auf die Hälfte herabgesetzt.
Alle Kurven bei allseitiger Erregung an der Luftschraubennabe. Messung an Luftschraubennabe.

Resonanzkurven (Bild 6a) zeigen, daß auch bei ganz „starrer“ Lagerung die Frequenzen nur unwesentlich gegenüber der normalen Lagerung mit Gummikörpern ansteigen. Auch bei der Verwendung von sehr weichen Gummikörpern (Bild 6b) läßt sich die Resonanzfrequenz nur unwesentlich nach unten verlagern. Dieses Ergebnis

kommt nach dem Gesagten nicht überraschend, obwohl es mit der üblichen Rechnung in keiner Weise zu erklären ist.

Aus diesen Betrachtungen ergeben sich zwei Folgerungen, die sich leider auch in der Praxis sehr unangenehm auswirken können. Einmal ist eine sichere Vorausberechnung der Frequenzen nur möglich, wenn man die Zelle mit ihren Schwingungseigenschaften berücksichtigt, was dem angestrebten Einheitstriebwerk entgegenwirkt, andererseits lassen sich die Lagerungsfrequenzen nachträglich nur ganz unwesentlich verschieben. Bei dem heutigen Stand der Vorausberechnungen von Motorlagerungen ist also immer damit zu rechnen, daß einzelne Eigenfrequenzen der Motorlagerung in den Betriebsdrehzahlbereich der Luftschraube, der halben oder ganzen Kurbelwellendrehzahl fallen, wobei die beiden ersteren zweifellos von größerer Bedeutung sind. Es ergibt sich von selbst, daß für mehrmotorige Flugzeuge die Rechnungen erheblich schwieriger durchzuführen sind, als für einmotorige Flugzeuge, bei denen der Rumpf immerhin noch ziemlich steif, besonders gegen Nickbewegungen ist, bei denen Momente um die Querachse eingeleitet werden.

In welcher Weise sich derartige Eigenfrequenzen beim Schütteln eines Flugzeuges auswirken können, soll in folgendem Abschnitt gezeigt werden.

V. Zusammenhänge zwischen der Motorlagerung und dem Schütteln eines Flugzeuges

Beim Einbau eines Triebwerkes in eine Zelle werden selbstverständlich nicht nur die Eigenfrequenzen des Triebwerks, sondern auch die Zelleigenschaften verschoben. Man erhält neue Koppelfrequenzen mit neuen Schwingungsformen, zu denen sowohl Amplituden des Triebwerks als auch der Zelle gehören. Es mag zweckmäßig sein, sich an dieser Stelle die wesentlichen Eigenschaften solcher erregten Eigenschwingungszustände vorzustellen. Wir betrachten dazu ein idealisiertes Flugzeug nach Bild 7a und nehmen an, daß die Bewegungen durch die Verformung des eingezeichneten Stabkreuzes genügend genau wiedergegeben werden. Diese Einschränkung schließt also sämtliche örtlichen Störungen durch Resonanzen einzelner Bauteile wie Blechfelder, Geräte usw. aus. Bild 7b zeigt nun irgendeine Schwingungsform des Flugzeuges mit ziemlich starker Nickbewegung der Motoren. Es sei angenommen, daß auf alle Bauteile die ihrer Masse proportionalen Dämpfungskräfte so wirken, daß die Summe aller Dämpfungen etwa dem Wert von $D = 0,05$ entspricht (Bezeichnung nach Lehr- bzw. nach neueren Arbeiten von Klotter). Unter diesen Umständen schwingen alle Teile mit gleicher Phase und es läßt sich der in Bild 7b dargestellte Verformungszustand als augenblicklicher Bewegungszustand darstellen²⁾.

Die Amplitude an der Kanzel vorn (etwa am Führersitz oder an einem anderen beobachteten Punkte) sei q_A , die an der Luftschraubennabe q_L . Für die Besatzung ist nur der Wert q_A spürbar und für die Beurteilung maßgebend. Ein Beobachter im Punkt A würde auch bei großem q_L theoretisch überhaupt nichts von Schwingungen merken, wenn $q_A = 0$ würde, wenn er also beispielsweise in einem Schwingungsknoten A' säße. Von

der Drehung werde dabei abgesehen. Man könnte daraus zunächst schließen, daß eine Schwingungsform sehr günstig wäre, die in der Kanzel sehr kleine Amplituden, am Triebwerk dagegen große hätte. Dies gilt aber nicht mehr, wenn die Erregung etwa durch die Luftschraube q_L erfolgt, weil die in das System eingeleitete Arbeit proportional der Amplitude am Erregerpunkte ist. Bei großen Amplituden q_L würde demnach auch schon eine kleine Luftschraubenunwucht eine verhältnismäßig starke Erregung der betrachteten Eigenschwingungsform ergeben. Der Flugzeugführer wird eine solche Schwingung beanstanden, weil für ihn nicht nur die Bewegung eines einzelnen Punktes (des Knotenpunktes) für die Beurteilung maßgebend ist, sondern das Verhalten der ganzen Kanzel sein Urteilsbild nach dem früher Gesagten beeinflusst. Der Fall, daß die Amplitude der Eigenschwingungsform q_L größer als q_A ist, wirkt sich sogar noch ungünstiger aus; weil in diesem Falle die Gesamtamplituden des Flugzeuges größer werden und sich dies zweifellos stärker bemerkbar macht als die auf einen Punkt beschränkte Amplitude. Es hat keinen Wert, bei einer fertigen Konstruktion irgendeinen dieser beiden Zustände anzustreben oder zu untersuchen, wo das Optimum liegt, weil — wie schon früher gesagt — eine nachträgliche Verschiebung kaum noch möglich ist.

Bisher war nur von der Wirkung jeweils einer Eigenschwingungsform die Rede. Es können aber mehrere Formen an einem Schwingungszustand beteiligt sein und die sich daraus ergebenden Folgerungen sind wert, betrachtet zu werden. Eine der häufigsten Schwingungsformen wurde in Bild 7b dargestellt. Bild 7c zeigt eine weitere antisymmetrische Tragwerkschwingung, deren Frequenzen erfahrungsgemäß in derselben Größenordnung liegen. Bei dieser Schwingungsform kann die Kanzel, weil sie in der Symmetrieebene liegt, keine störenden Nickschwingungen ausführen, sondern es tritt im wesentlichen eine Drehschwingung des Rumpfes in Er-

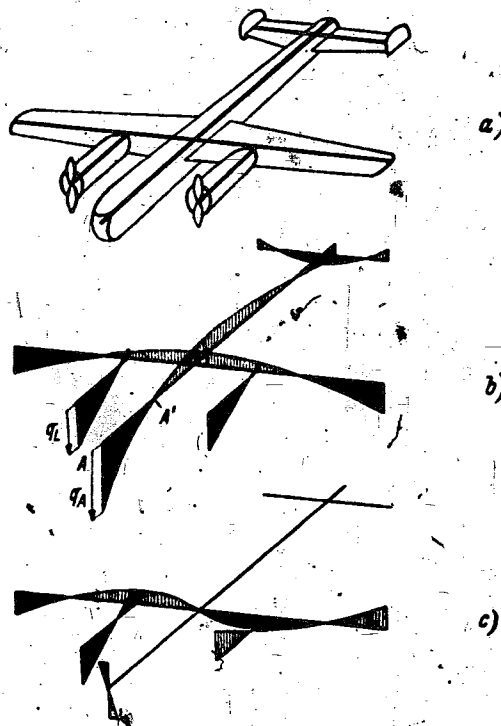


Bild 7a. Ersatz eines Flugzeuges für Schwingungsbetrachtungen durch ein Stabkreuz

Bild 7b. Symmetrische Schwingungsform des Flugzeuges

Bild 7c. Antisymmetrische Schwingungsform des Flugzeuges

2) Es sei darauf hingewiesen, daß auch bei der Aufnahme der Schwingungsformen im Versuch neben der gesuchten Schwingungsform immer noch andere mit erfaßt, die sich vektoriell addieren. Es ist ohne Phasenmessung nicht berechtigt, die über einen Querschnitt gemessenen und aufgetragenen Größen miteinander zu verbinden. Die damit erhaltene Amplitudenverteilung entspricht keiner wirklichen Schwingungsform [11].

scheinung, die sich besonders in einer hohen Kanzel oben und unten als seitliche Schwingung bemerkbar macht. Diese Schwingungsform kann weiterhin aus einer Dreh-schwingung der Triebwerke um die Längsachse angeregt werden. Dies wird sich jedoch nur bei verhältnismäßig großen Amplituden des Triebwerks auswirken. Solche sind bei der Erregung mit der halben Kurbelwellendrehzahl zu erwarten. Ein Triebwerk, dessen Eigenschwingungszustand Motordrehung um x-Achse sich in diesem Drehzahlgebiet befindet (bei den Übersetzungszahlen Kurbelwelle—Luftschaube, die bei den neueren Triebwerken in der Größenordnung 1:2 liegen, bedeutet das, daß auch die Luftschaubendrehzahl in der Nähe der halben Kurbelwellendrehzahl liegt), ist daher besonders ungünstig. Auch seitliche Schwingungen des Rumpfes können störend wirken; sie lassen sich etwa aus einer seitlichen Schwingung des Triebwerks anregen, die übrigens auch Momente um die Längsachse des Rumpfes erzeugen kann. Liegen nun einige dieser Frequenzen verhältnismäßig dicht benachbart, so werden von ein und derselben Erregung verschiedene Schwingungsformen angeregt und die Amplitude an irgendeinem Punkte ergibt sich aus der folgenden Gleichung:

$$q(x) = \sum_n c_n \cdot \left[1 - \left(\frac{\Omega}{\omega_n} \right)^2 + \frac{\Omega}{\omega_n} \cdot 2 D_n \right]$$

Darin ist q_L die Amplitude der jeweiligen Eigenschwingungsform am Erregerort, q_x der Ausschlag am betrachteten Punkte $f_n(x)$ die Verformungsfunktion, welche positiv oder negativ sein kann. Die in Bild 7 gezeigten Linien stellen solche Verformungsfunktionen dar. Diese überlagern sich vektoriell, weil sie eine Phasenverschiebung gegeneinander haben.

Mit diesen Gedankengängen ist das Wichtigste über den Einfluß der Motorlagerung auf das Schütteln schon gesagt. Die Schlußfolgerungen sind einfach. Liegen entsprechende Schwingungsmessungen vor, so kann durch eine vektorielle Addition der Einfluß beispielsweise einer Luftschaubenunwucht oder eines erregenden Moments vom Triebwerk auf die Kanzel rechnerisch ermittelt werden. Man muß sich dabei allerdings Beschränkungen auferlegen. Wollte man alle Schwingungsformen berücksichtigen, würde der Umfang an Messungen viel zu groß. In den meisten Fällen genügt es aber vollständig, einige Formen zu berücksichtigen. Die im Stand ganz anderen Steifigkeiten der Luftschaubenblätter ergeben Unsicherheiten, die es zweckmäßig erscheinen lassen, die Eigenfrequenzen und Schwingungsformen bei laufendem Motor zu ermitteln und dabei bekannte Unwuchten zur Erregung zu verwenden.

Ohne weitere Rechnung kann man aber schon aussagen, daß verschiedene Schwingungsformen, die an einem Punkte erregt werden, sich in ihrer Wirkung addieren, oder auch aufheben können, wobei sich für jeden Punkt des Flugzeugs andere Verhältnisse ergeben. Das tritt insbesondere für die Überlagerung von symmetrischen und unsymmetrischen Formen deutlich in Erscheinung. Die im folgenden Abschnitt beschriebenen Versuche werden zeigen, daß es durchaus vorkommen kann, daß bei einem mehrmotorigen Flugzeug die gleiche Luftschaube auf der einen Seite des Flugzeugs stark schüttelt, auf der anderen als ruhig bezeichnet werden kann.

VI. Ergebnisse einiger Schwingungsmessungen an den Triebwerken eines zweimotorigen Flugzeugs

Ein auf einem zweimotorigen Baumuster angeordneter Doppelstern-Motor war sehr anfällig gegen unwuch-

tige Luftschauben. Dies war bei anderen Triebwerken (Reihenmotor) auf demselben Flugzeug nicht der Fall. Von den daraufhin vorgenommenen Versuchen sollen einige ihrer allgemeinen Bedeutung wegen hier angegeben werden.

Da die Schüttelerscheinungen vorwiegend bei einer bestimmten Drehzahl auftraten, lag es nahe, eine Resonanz anzunehmen. Nach den Überlegungen des vorangegangenen Abschnittes folgt daraus als Versuchsaufgabe:

1. Die Eigenfrequenzen der Motorlagerung in dem in kommenden Drehzahlbereich,
2. die Eigenschwingungsformen des Flugzeuges oder zum mindesten des interessierenden Bauteiles,

zu bestimmen. Man bestimmt normalerweise die Eigenfrequenzen durch Aufnahme der Resonanzkurven am ruhenden Triebwerk. Dabei wird vielfach die Luftschaube entfernt und durch eine entsprechende Masse der Unwucht ersetzt. Wir haben bei den Versuchen die Luftschaube auf der Nabe belassen und eine besonders gebaute Unwucht von max. 5 cmkg zusätzlich auf die Nabe gesetzt. Es ergab sich bei den Versuchen ein merkbarer Einfluß der Luftschaubenstellung, wir haben daher die dreiflügelige Luftschaube immer so gestellt, daß ein Blatt nach oben zeigte. Weiter war die Schraube immer in Startstellung. Für einige Triebwerke war die Steifigkeit der nach Bild 8 angeordneten Lagerkörper von der Herstellerfirma überprüft worden. Die Werte streuten — wie Tafel 2 zeigt — erheblich und ließen auch Abweichungen der Lagerungsfrequenzen der Triebwerke innerhalb der Serie erwarten. Da wir darin zunächst eine der Ursachen für die Tatsache vermuteten, daß einzelne Flugzeuge offenbar anfälliger waren als der Durchschnitt, wurden die Messungen an einer größeren Zahl von Flugzeugen durchgeführt. Es wurde allseitig mit einer Unwucht von 5 cmkg erregt. Die allseitige Erregung erwies sich nach mehreren Versuchen im vorliegenden Fall als zweckmäßig, da die Hauptschwingungsrichtungen nicht senkrecht oder waagrecht, sondern schräg lagen. Dies ist durch Unsymmetrien im Triebwerksanschluß bzw. durch anteilige Schwingungsformen des Tragwerks zu erklären. Das Ergebnis der Messungen zeigt Bild 9. Dazu ist zu bemerken, daß die mit Tastschwingungsschreibern an der Nabe aufgenom-

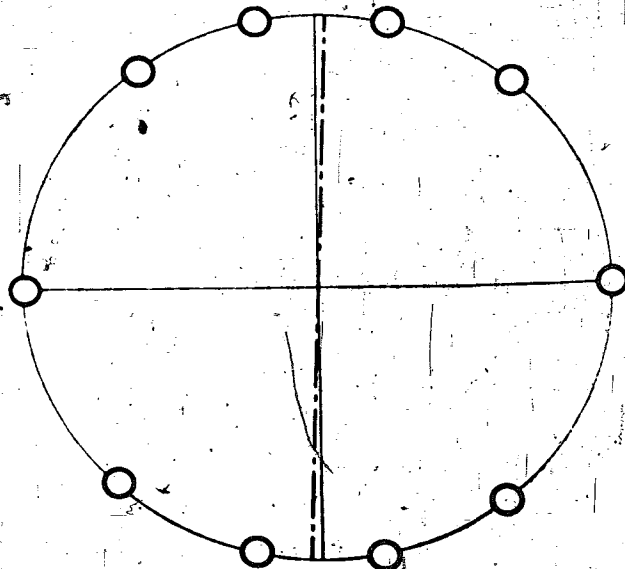


Bild 8. Anordnung der Lagerkörper des Triebwerks. Symmetrieachse, etwa gegen Senkrechte geneigt

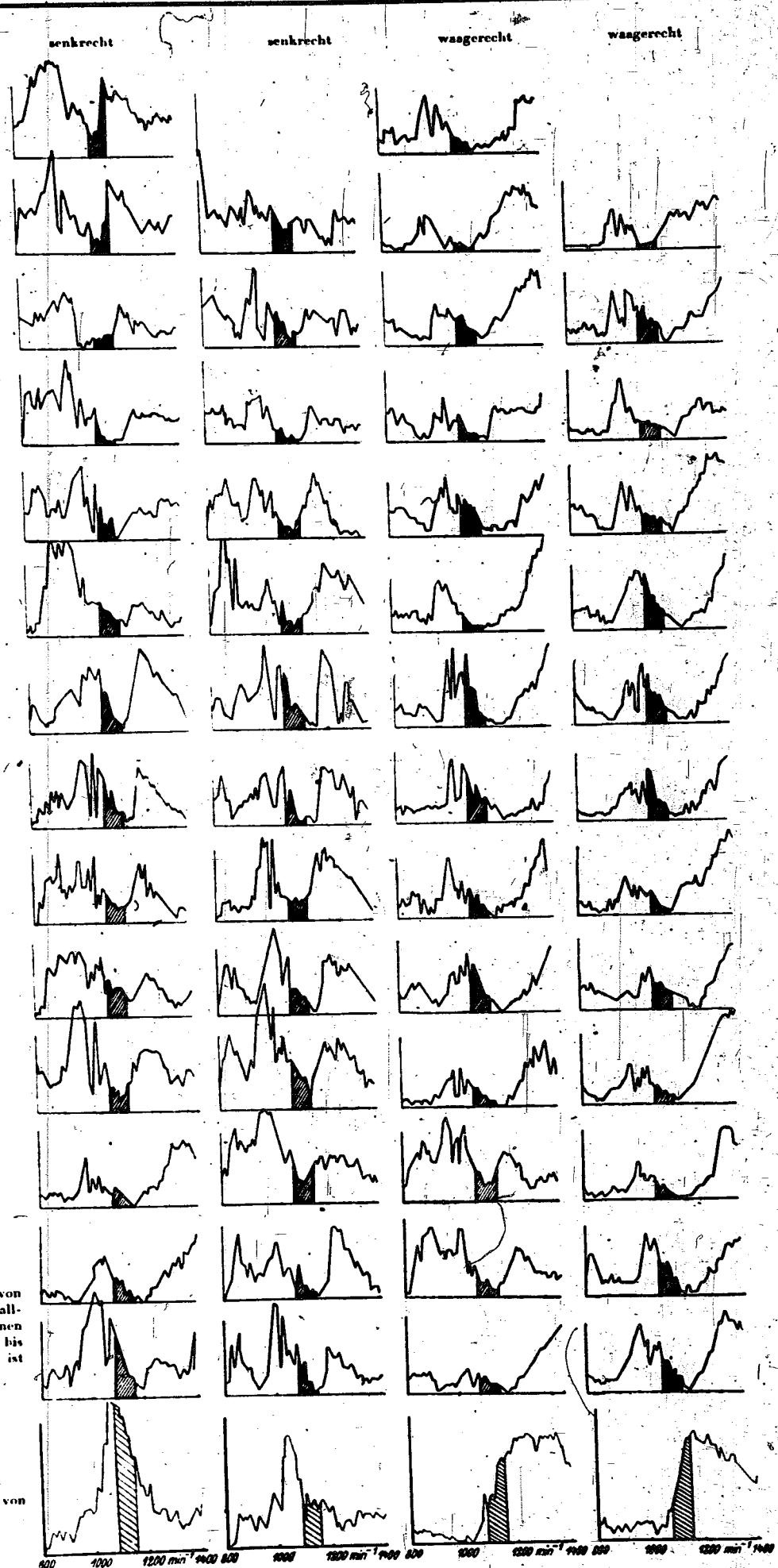


Bild 9a. Zusammenstellung der an der Nabe von verschiedenen Flugzeugen einer Serie mit Metallschrauben bei allseitiger Erregung aufgenommenen Resonanzkurven im Frequenzbereich von 800 bis 1500 min^{-1} . Der Bereich der Reisedrehzahlen ist schraffiert

Bild 9b. Resonanzkurven bei Verwendung von Holzschrauben

Tafel 2. Zusammenstellung gemessener Steifigkeitswerte von Lagerkörpern

Triebwerk 1	Triebwerk 2	Triebwerk 3	Triebwerk 4	kg/cm
680	695	715	670	kg/cm
750	720	735	735	kg/cm
595	680	640	685	kg/cm
675	720	640	785	kg/cm
790	715	635	610	kg/cm
670	610	675	655	kg/cm
720	720	615	700	kg/cm
700	680	565	700	kg/cm
720	600	725	735	kg/cm
710	705	635	710	kg/cm

menen Meßwerte ziemlich stark streuen, weil der verwendete Antriebsmotor belastungsabhängig war; erst spätere Messungen vermeiden diesen Fehler. Der Bereich der Reisedrehzahlen ist schraffiert, um die Unterschiede in diesem wichtigen Drehzahlgebiet hervorzuheben. Die Resonanzkurven weichen verhältnismäßig stark voneinander ab. Überraschend war das ganz andere Verhalten beim Austausch der Metallschraube gegen eine Holzschraube. Dies ließ Zweifel an der Berechnung einer Standmessung überhaupt, zum mindesten aber der Messung an der Nabe aufkommen. Vor weiteren Standversuchen führten wir daher einen Vergleich der Standmessung mit der Flugmessung durch, wobei allerdings nicht an der Nabe gemessen werden konnte, sondern durch Drehschwingungsmeßgeräte mit oszillographischer Aufzeichnung der Werte die Drehschwingungen des Motors um die drei Achsen, ferner die Amplituden in der Kanzel aufgenommen wurden. Das Ergebnis, Bild 10, zeigt beim Baumuster A gute Übereinstimmung bei den an der Kanzel gemessenen Resonanzkurven. Für die Drehschwingung des Triebwerks sind dagegen die Abweichungen schon größer. Leider fehlt die Drehung um die Längsachse. An einem vergleichbaren fremden Baumuster B ebenfalls mit dem Doppelsternmotor wurden die entsprechenden Kurven aufgenommen. Auch hier ergaben sich — jetzt aber für die am tiefsten Punkte der Kanzel gemessenen Schwingungen — erhebliche Unterschiede zwischen Stand und Flug. Daß auch der Meßpunkt von ausschlaggebender Bedeutung ist, zeigen die gleichzeitig am Deckenbalken mit Tastschwingungsschreiber aufgenommenen Amplituden. Nimmt man zum Vergleich noch die an der Nabe gemessenen Resonanzkurven an beiden Maschinen hinzu, so kann man feststellen, daß trotz erheblicher Unterschiede in den Standmessungen das Schwingungsverhalten im Flug sehr ähnlich ist. Trotzdem erscheint es nicht gerechtfertigt, auf die Standmessung überhaupt zu verzichten; denn einige Aussagen werden sich immer machen lassen, wie die folgenden Versuche beweisen. Es läßt sich allerdings nicht vermeiden, daß man die im Stand erhaltenen Ergebnisse vor ihrer Übertragung auf den Flug einer Kritik unterwirft und dazu Vergleichsversuche Stand/Flug durchführt.

Die Standversuche sagten als erstes aus, daß die Triebwerkslagerung nicht in Ordnung war, weil sie im Drehzahlbereich Eigenfrequenzen hatte. Bild 10 zeigt für Baumuster A eine Übereinstimmung zwischen den Größtwerten an der Kanzel und

- einer Resonanz der Triebwerks-Drehschwingung um die Längsachse,
- einer Resonanz der Triebwerks-Drehschwingung um die Querachse.

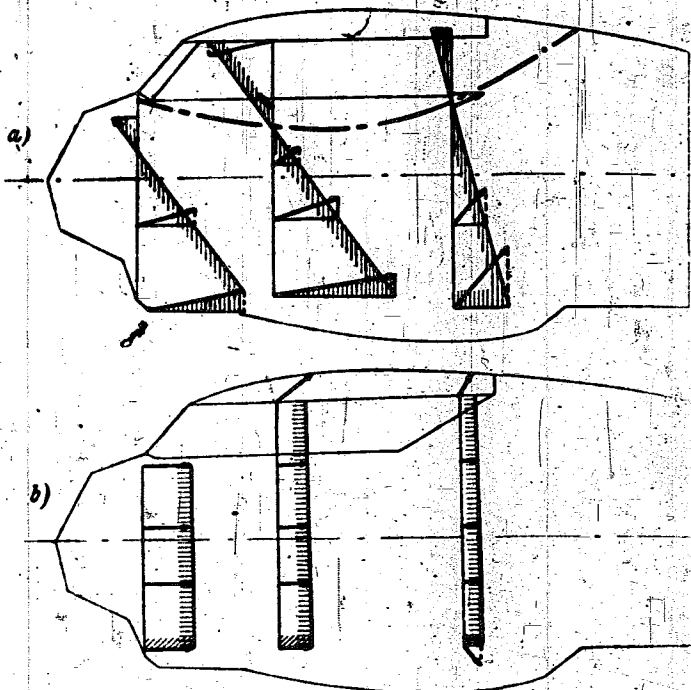


Bild 11. Schwingungsformen der Kanzel

- Drehschwingung, $n = 1300$ U/min,
 - Schlagbewegung, $n = 600$ U/min;
- vektoriell nach [11] aufgetragen.

In beiden Fällen kann auf die Kanzel offenbar ein Moment ausgeübt werden. Die an der Kanzel gemessenen seitlichen Schwingungen müßten demnach durch eine Drehschwingung zustandekommen. Tatsächlich ergibt eine entsprechende Messung außer einer Schlagbewegung bei verhältnismäßig niedriger Frequenz eine Drehschwingung bei Unwuchterregung am Motor im Betriebsdrehzahlbereich (Bild 11).

Sind so die wichtigsten Ursachen des Schüttelns — abgesehen von der Erregung — schon geklärt, bleibt noch die Frage offen, warum der linke Motor häufiger beansprucht wurde, als der rechte. Auch hier vermag der Standversuch einige Aufschlüsse zu geben, wenn er auch nicht ausreicht, alle Fragen zu klären. Folgende Versuche wurden durchgeführt.

1. Austausch der Triebwerke

Unterschiede zwischen den Lagerungsfrequenzen und vor allem der Form der Resonanzkurven auf beiden Seiten des Flugzeugs waren schon aus Bild 9 zu erkennen, sind aber noch besser aus Bild 12 zu erkennen, wo die Versuchstechnik verbessert war. In dieses Bild sind weiter die Resonanzkurven bei vertauschten Triebwerken eingetragen. Es zeigt sich nun, daß die Form der Resonanzkurven gewissermaßen flugzeugfest ist, also nicht mit dem Triebwerk mitgeht. Die erwähnten Unterschiede müßten demnach in der Zelle begründet sein. Diese ist aber praktisch symmetrisch. Der einzige Unterschied besteht in dem etwas unsymmetrischen Anschluß der Triebwerke nach Bild 8 und der nicht genau symmetrischen Massenverteilung am Triebwerk. Diese Unsymmetrien dürften als Teilursache für die Differenzen anzusehen sein. Interessant ist in diesem Zusammenhang auch die verschiedene starke Erregung des Seitenruders, die ebenfalls durch den Austausch der Triebwerke kaum beeinflusst wird (Bild 13). Der Verlauf der Kurven ist nicht zufällig, sondern systematisch, wie der ähnliche Verlauf an einer anderen Maschine zeigt (Bild 13b).

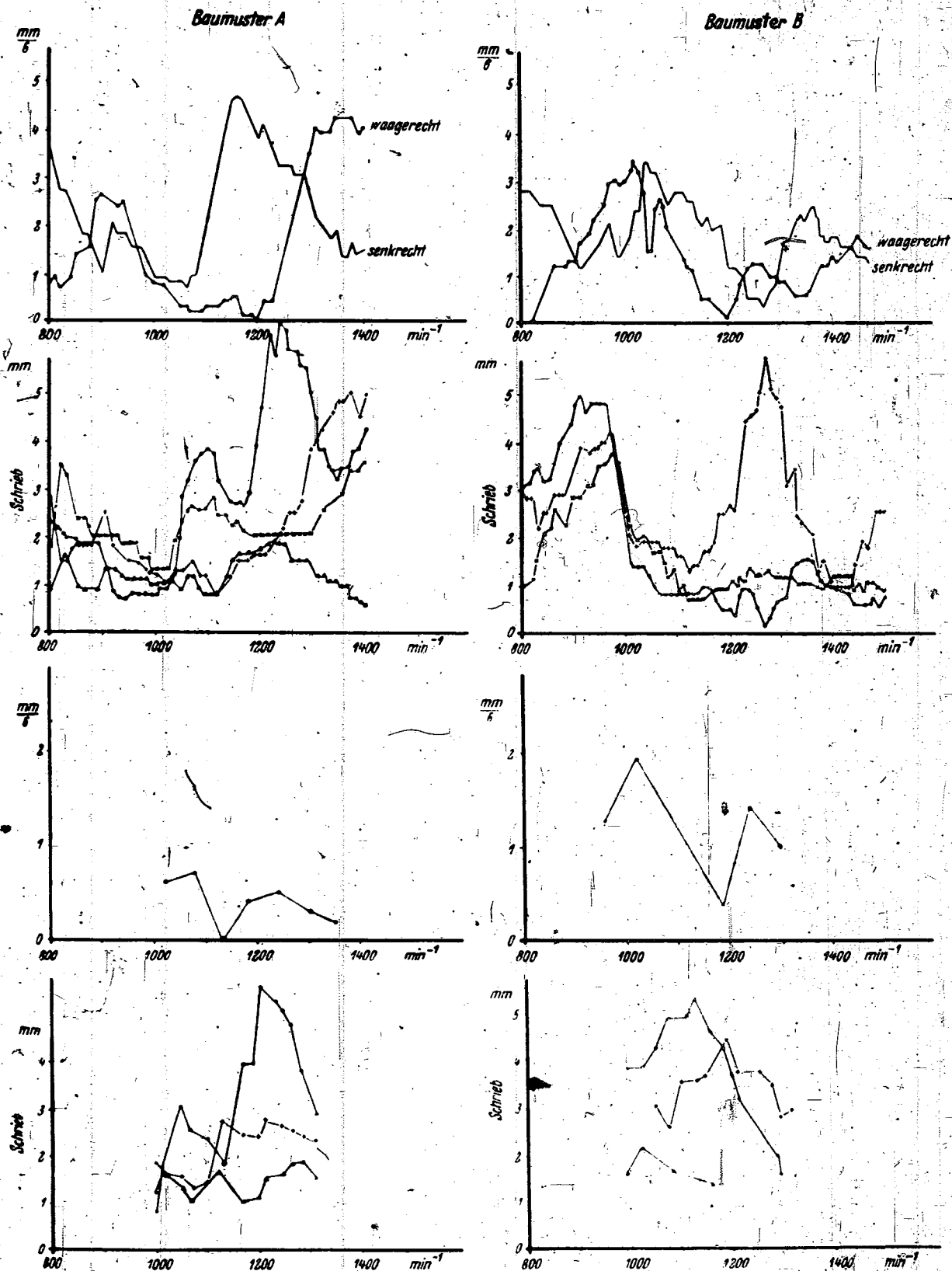


Bild 10. Gegenüberstellung einiger Schwingungsmessungen an zwei verschiedenen zweimotorigen Baumustern mit gleichen Triebwerken.

a) Bei Unwuchterregung an der Luftschraubennale aufgenommene Resonanzkurven (Tastschwingungsschreiber).

b) Bei derselben Erregung mit elektrischen Schwingungsmessgeräten aufgenommen.

- seitliche Schwingung der Kanzel unten
- +— Motordreh-schwingung um die Hochachse
- ×— Motordreh-schwingung um die Längsachse
- △— Motordreh-schwingung um die Querachse

c) Flugmessung im Einmotorenflug mit Tastschwingungsschreiber an der Wand

d) Flugmessung mit elektrischen Schwingungsmessgeräten entsprechend b)

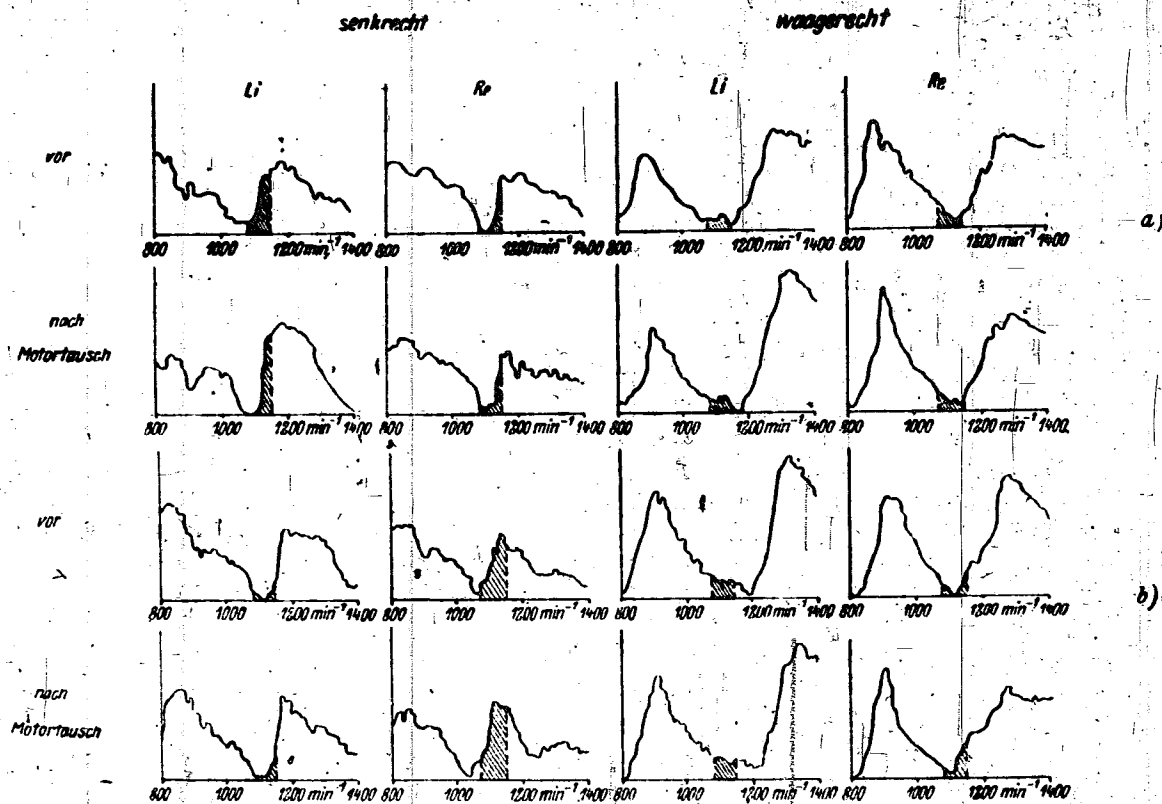


Bild 12. Gegenüberstellung der bei Unwuchterregung an der Luftschraubennabe dort aufgenommenen Resonanzkurven vor und nach dem Triebwerkstausch zwischen links und rechts. a und b zwei verschiedene Flugzeuge einer Serie.

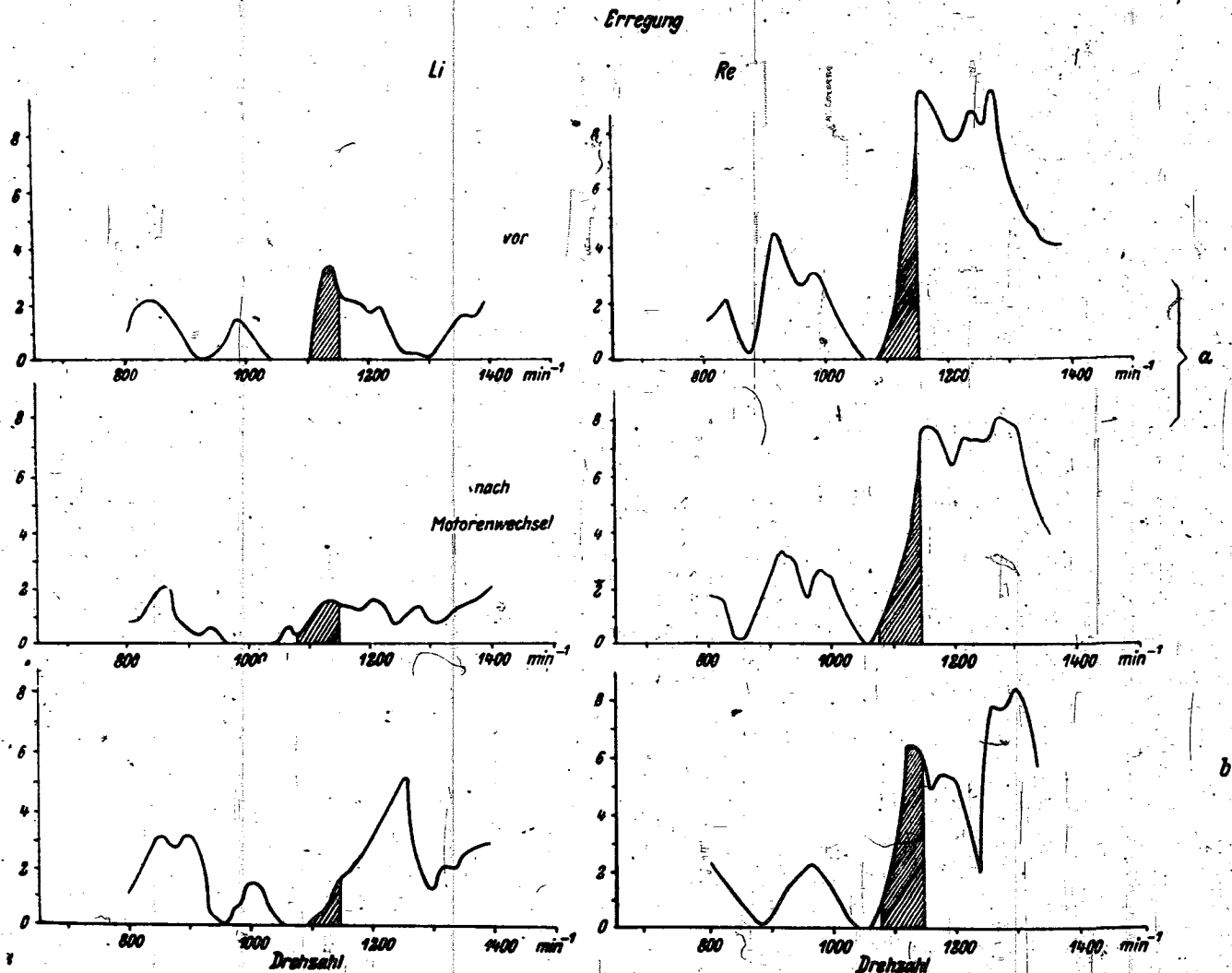


Bild 13. Resonanzkurven am linken Seitenruder bei Erregung an den Luftschraubennaben vor und nach Austausch der Triebwerke aufgenommen. a und b zwei verschiedene Flugzeuge

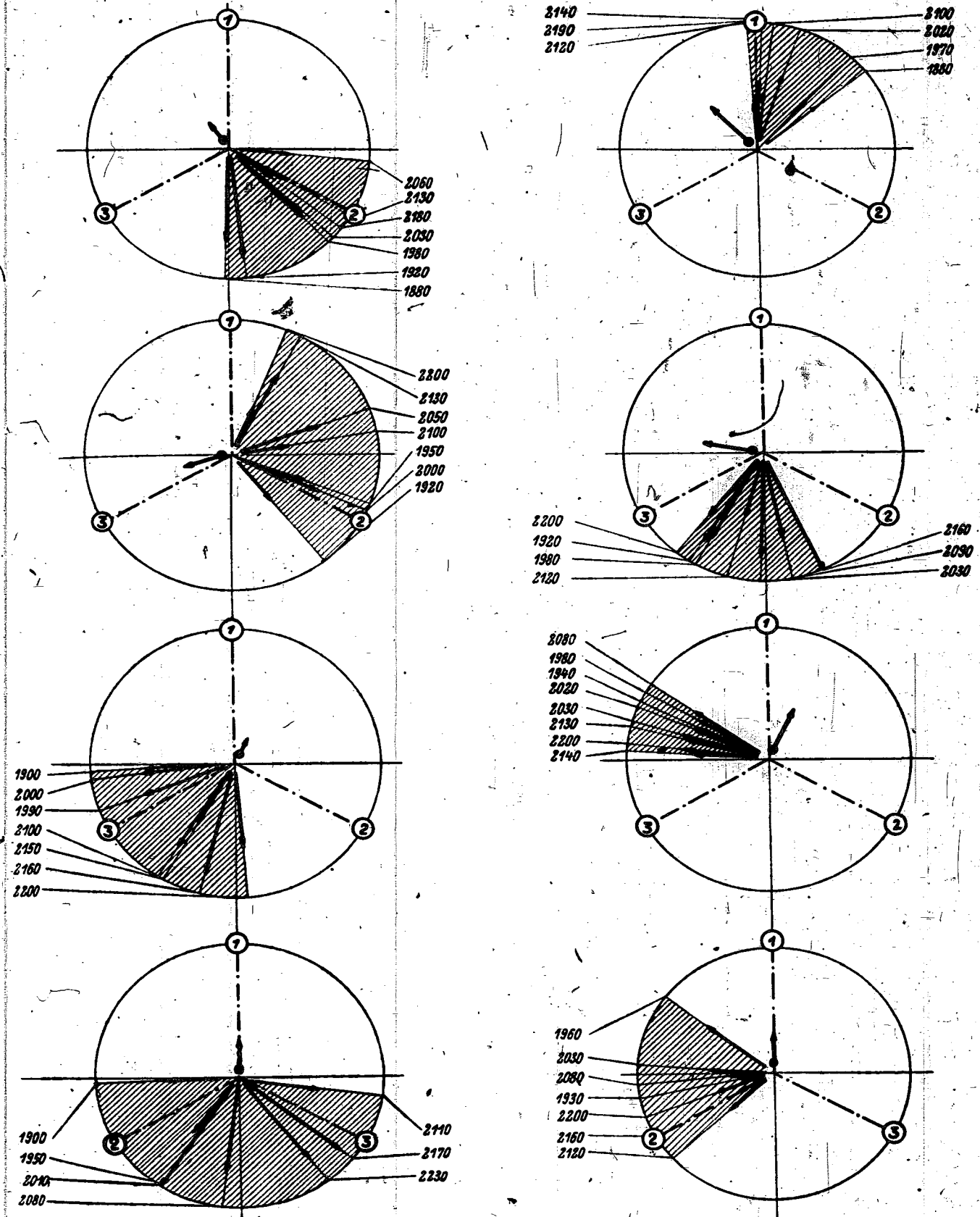


Bild 15. Gegenüberstellung der nach Größe und Phase ermittelten Amplituden bei gleichen Schrauben und verschiedenen Drehzahlen einmal auf dem linken, dann auf dem rechten Motor. Der starkgezeichnete Vektor gibt Größe und Lage der Unwucht zur Schraube an.

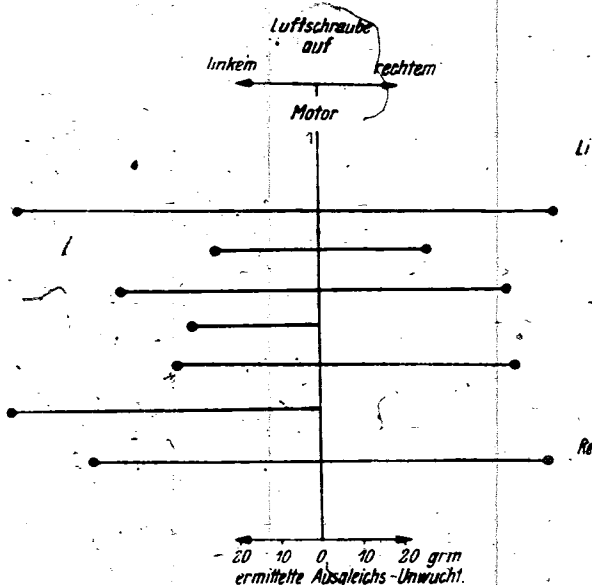


Bild 14. Gegenüberstellung der im Standversuch ermittelten Ausgleichs- und Unwuchten verschiedener Schrauben einmal auf dem linken, einmal auf dem rechten Triebwerk eines Flugzeuges

Bei dem später beschriebenen pseudodynamischen Auswuchten von Luftschrauben auf dem linken und auch auf dem rechten Motor eines Flugzeuges ergab sich, daß keine der beiden Seiten bevorzugt ist, vielmehr die zum Ausgleich notwendigen Unwuchten nach Winkellage und Größe unabhängig von der Wahl des Triebwerks sind. Bild 14 zeigt eine solche Gegenüberstellung der zum Ausgleich notwendigen Unwuchten auf dem linken und rechten Triebwerk einer Maschine.

In einem weiteren Bild 15 sind die gemessenen Amplituden nach Größe und Phasenlage eingezeichnet, wie sie bei Erregung mit laufendem Motor und unwuchtiger Schraube am rechten und linken Triebwerk erhalten wurden. Auch hier sind auf keiner der beiden Triebwerkseiten die Amplituden eindeutig größer, so daß also auch bei laufendem Motor im Standversuch keine Bestätigung der Flugerfahrung erfolgt, nach der das linke Triebwerk empfindlicher ist. Ein Unterschied ist allerdings zwischen Erregung rechts oder links doch zu erkennen; denn der Phasenwinkel bestreicht beim Ändern der Drehzahl, wenn die linke Schraube läuft, einen erheblich größeren Bereich, als wenn dieselbe Schraube auf dem rechten Motor angeordnet ist.

Bekanntlich ergeben sich solche Unterschiede bei Systemen mit mehreren Freiheitsgraden durch Überlagerung der verschieden stark erregten Eigenschwingungsformen. Hier würde dies bedeuten, daß die rechte und linke Seite des Flugzeuges — vom Schwingungsstandpunkt aus gesehen — nicht symmetrisch sind. Um diese Verhältnisse noch weiter zu klären, wurde bei laufender unwuchtiger Luftschraube oben und unten in der Kanzel die Schwingung mit der Luftschraubendrehzahl gemessen. Das Ergebnis ist in Bild 16 dargestellt; es läßt einen weiteren Unterschied zwischen der Erregung rechts und links erkennen. Trennt man nämlich die Amplitudenvektoren auf in einen Schlag- und (phasenverschobenen) Dreh-Anteil (die deshalb verschiedenen Eigenschwingungsformen angehören), so ergibt sich, daß bei Erregung links der Schlaganteil den Drehanteil stärker überwiegt als rechts. Mit abnehmenden Drehzahlen nimmt

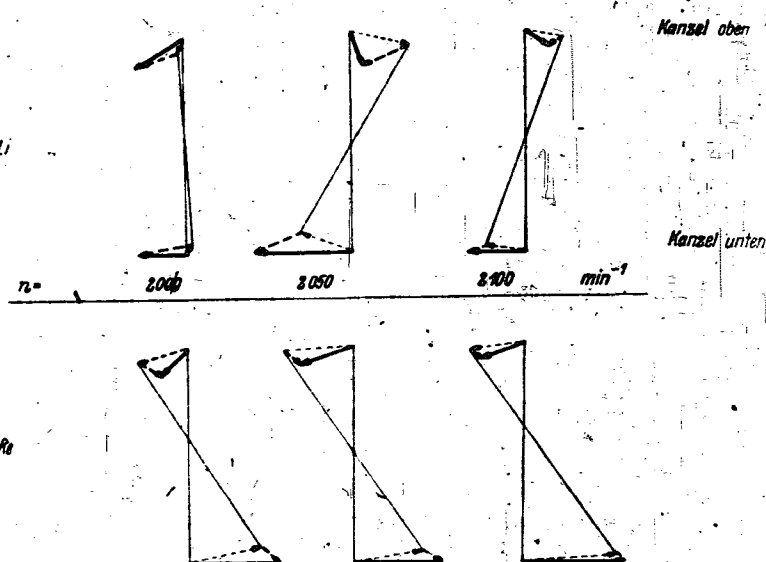


Bild 16. Die an der Kanzel oben und unten gemessenen Schwingungsvektoren und ihre Zerlegung in einen Schlag- und (phasenverschobenen) Drehanteil

der Schlaganteil besonders zu. Die Unterschiede in den Phasenwinkeln von Bild 15 erklären sich leicht mit Bild 16.

Trotz der nachgewiesenen Unterschiede zwischen der Erregung rechts und links ist damit noch keine eindeutige Erklärung für die Flugerfahrungen gegeben. Man kann annehmen, daß die unsymmetrische Anordnung der Triebwerke daran beteiligt ist, andererseits dürften aber aerodynamische Einflüsse maßgebend sein; denn die auf beiden Flugzeugseiten in gleichem Sinn umlaufende Schraube ist die größte Unsymmetrie, die im Schwingungssystem Flugzeug/Triebwerk vorhanden ist. Man kann ferner vermuten, daß das Leitwerk vom Schraubenstrahl des linken Triebwerks beaufschlagt wird, also auf diese Weise die Schwingungen auf dem Umwege über das Leitwerk (mit im Drehzahlbereich liegenden Eigenfrequenzen) von links her stärker in Erscheinung treten lassen als von rechts³⁾. Dies durch Messungen zu belegen, ist schwierig, hat auch im vorliegenden Fall geringe Bedeutung; denn es wird in einer demnächst folgenden weiteren Arbeit nachgewiesen werden, daß durch zweckmäßiges Auswuchten der Luftschrauben das Schütteln in jedem Falle zu beseitigen ist.

VII. Zusammenfassung

Bei der Beurteilung des „Schüttelns“ eines Flugzeuges sind die Zusammenhänge zwischen den zu messenden Größen und dem Urteil der Besatzung, insbesondere des Flugzeugführers, zu berücksichtigen. Bei dem meistens vorliegenden Schütteln mit der Luftschraubendrehzahl handelt es sich um einen Resonanzvorgang, der durch ungeeignete Lagerung der Triebwerke und durch Unwuchten der Luftschrauben verursacht ist. Beide Fragen waren bisher ungenügend geklärt. Vor allem ist die zweckmäßige Lagerung von Sternmotoren an mehrmotorigen Flugzeugen noch nicht gefunden. Dazu werden einige Hinweise gegeben.

3) In dem erwähnten Bericht [4] wurden Versuche in dieser Richtung durchgeführt und dieselbe Vermutung ausgesprochen.

Lichtelektrische Messung der Verschmutzung von Schmieröl

Von Peter Kluth, Berlin-Adlershof

G 35

Mitteilung aus dem Institut für Betriebstofforschung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V.

Das bei der Maschinenschmierung verwendete Schmieröl wird während des Betriebes mehr oder weniger stark verunreinigt. Bei den Verbrennungsmotoren tritt noch eine beträchtliche thermische Beanspruchung des Öles hinzu. Obwohl im allgemeinen durch gute Filterung alle störenden Fremdkörper den Schmierstellen ferngehalten werden, tritt durch die verschiedensten Einflüsse allmählich eine Verschlechterung des Schmierstoffes ein, so daß er erneuert werden muß. Irgendwelche Meßwerte, die den Zustand des Öles charakterisieren und die insbesondere darüber Auskunft geben, wann ein Ölwechsel vorgenommen werden muß, gibt es noch nicht. Im allgemeinen wird die Ölerneuerung auf grund von Erfahrungen nach bestimmten Betriebszeiten vom Motorenhersteller vorgeschrieben.

Es soll nun an dieser Stelle ein Verfahren vorgeschlagen werden, das gestattet, den Verschmutzungs- und Alterungsvorgang des Öles zahlenmäßig zu bewerten, so daß hier unter Umständen auf einfachem Wege beurteilt werden kann, ob ein Öl noch brauchbar ist oder nicht.

Zwischen zwei Glasplatten wird eine kleine Menge des zu untersuchenden Öles gebracht und dann auf lichtelektrischem Wege die Lichtdurchlässigkeit der Schmierstoffprobe gemessen. Dieses Verfahren ist an sich nicht neu und ist schon von verschiedenen Stellen bei der Untersuchung von Frischölen angewendet worden¹⁾. Es wird jedoch hier erstmalig vorgeschlagen, mit dieser Un-

tersuchungsmethode die Verschmutzung zahlenmäßig zu bewerten und die Ergebnisse für die Beurteilung des Motorzustandes heranzuziehen. Um stets gleiche Schichtdicken zu erreichen, ist durch entsprechende Distanzstücke dafür gesorgt, daß die beiden Glasplatten immer gleichen Abstand haben. Die so vorbereitete Ölprobe wird nun in einem Lichtstrahl gebracht, der auf ein Photoelement trifft. Zweckmäßigerweise ist hierfür ein photoelektrischer Belichtungsmesser bei den bisherigen Untersuchungen verwendet worden. Das Anzeigergerät schlägt nunmehr umso weniger aus, je dunkler, d. h. lichtundurchlässiger der zu untersuchende Schmierstoff ist. Man erhält hierdurch einen direkten zahlenmäßigen Wert für die Verschmutzung des Schmierstoffes. Der Aufbau des Meßgerätes ist aus Bild 1 ersichtlich. Eine schematische Darstellung zeigt Bild 2.

Um nun die Anwendbarkeit des hier geschilderten Verfahrens zu überprüfen, wurde im Rahmen anderer Versuche der Schmierstoff eines Motors in Abhängigkeit von verschiedenen Beanspruchungen untersucht. Es handelt sich hierbei um Versuche, bei denen ein luftgekühlter Flugmotoren-Einzyylinder bei sehr genau eingehaltenen stets gleichen Betriebsbedingungen 6 bis 12 Stunden lang betrieben worden ist. Bei der verhältnismäßig hohen thermischen Beanspruchung, der der Motor dabei ausgesetzt war, trat eine Veränderung des Öles schon nach ziemlich kurzer Zeit ein, so daß das Fortschreiten der Verschmutzung gut und reproduzierbar beobachtet werden konnte. Es wurden die Lichtwerte, d. h. die reziproken Werte der Lichtdurchlässigkeit bei verschiedenen Betriebszuständen festgestellt. So zeigt z. B. Bild 3, daß die Verschmutzung des Schmierstoffes bei hoher Temperatur wesentlich schneller zunimmt als bei niedriger Temperatur. Auch scheint der Verschleiß in gewissem Zusammenhang mit der Ölverschmutzung zu stehen. Bild 4 zeigt, daß bei stark ausgelaufenem Kolben, d. h. großem Spiel zwischen Kolben und Zylinder die Lichtdurchlässigkeit schneller abnimmt als bei kleinem Spiel. Einen

1) Vgl. z. B. Kortschau, Öl und Kohle 1931 S. 351 und S. 719 und 1936 S. 793 und S. 933.

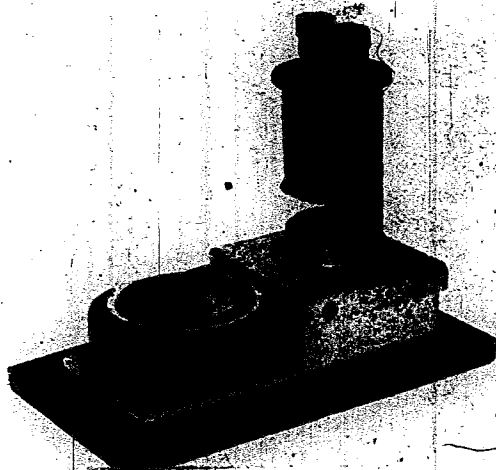
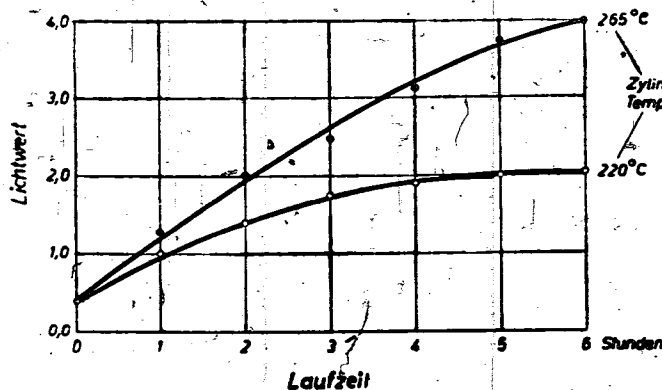


Bild 1. Gerät zur Messung der Lichtdurchlässigkeit



- 1 Grundplatte
- 2 Gehäuse
- 3 Spiegel
- 4 Photoelektr. Belichtungsmesser
- 5 Haltering für die Lichtquelle
- 6 Blende
- 7 Hülsenschieber
- 8 Lichtquelle
- 9 Lampensockel
- 10 Anschlußklemme

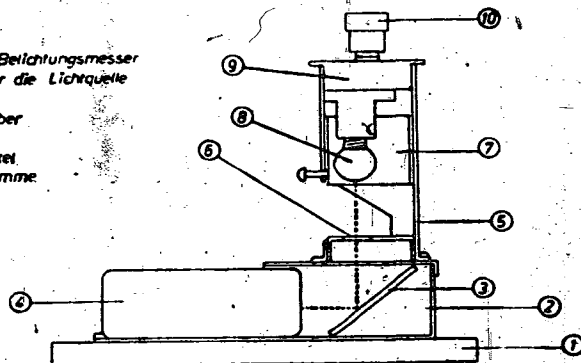


Bild 2 (oben). Schnitt durch das Gerät

Bild 3 (links). Einfluß der Zylinderkopftemperatur auf die Verschmutzung

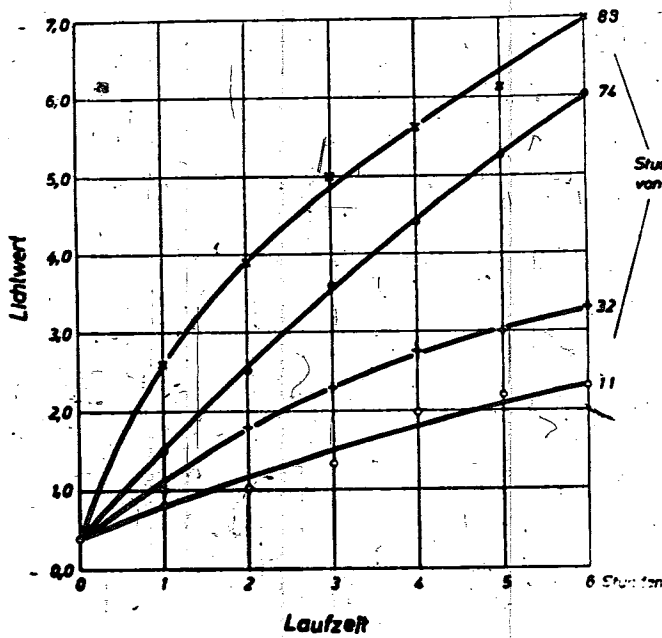


Bild 4 (links). Einfluß der Zylinder- und Pleibenabnutzung auf die Verschmutzung

Bild 7 (unten rechts). Die Verschmutzung verschiedener Öle in Abhängigkeit von der Laufzeit bei gleichen Betriebsbedingungen

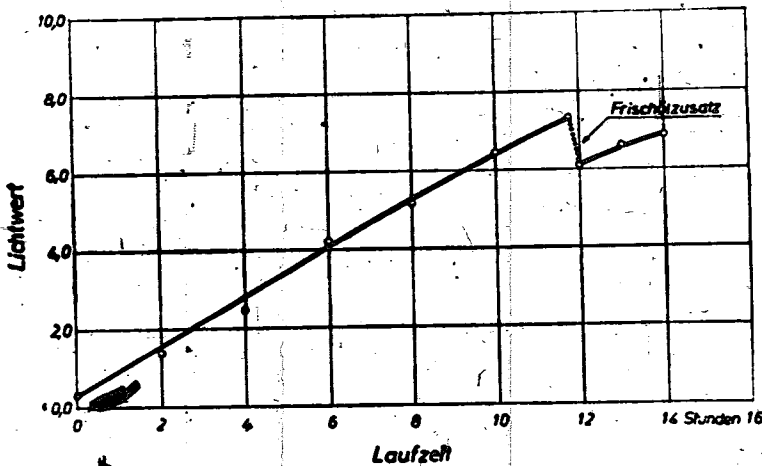
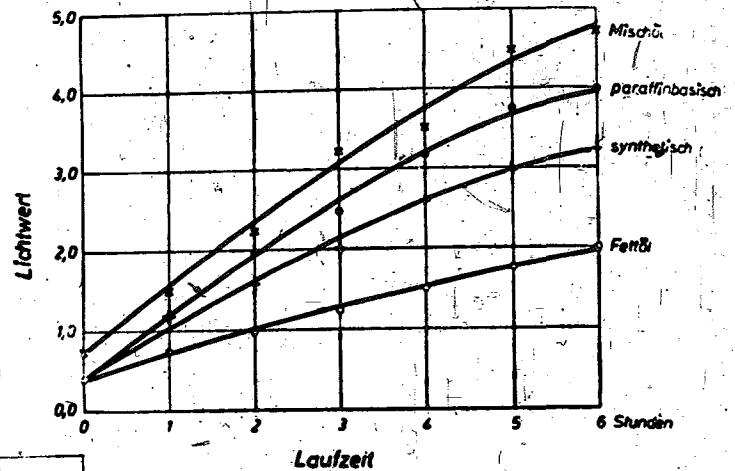


Bild 5. Das Herabsetzen der Gesamtverschmutzung durch Frischölzusatz

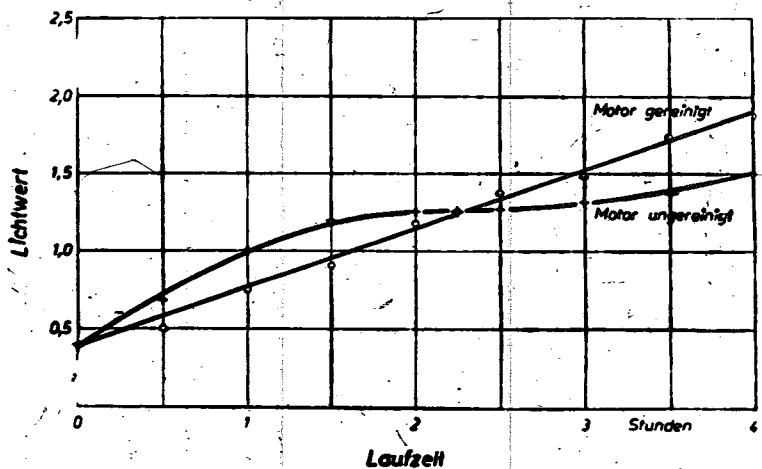


Bild 6. Einfluß eines ungereinigten Motors auf die Verschmutzung

deutlichen Beweis dafür, daß mit dem Gerät der Zustand des Öles überwacht werden kann, zeigt Bild 5. Man sieht hier deutlich eine plötzliche Senkung des Lichtwertes, nachdem Frischöl zugegeben worden ist. Ebenso läßt sich die innere Reinheit des Motors selbst mit dem hier geschilderten Gerät beobachten. Aus Bild 6 geht dies deutlich hervor. Auch der Charakter des Öles scheint sich auf die Verschmutzung auszuwirken. Nach Bild 7 wird ein Fettöl nicht so schnell dunkel, wie ein synthetisches oder paraffinisches Öl.

Die hier geschilderten Versuchsergebnisse sollen vorerst nur darauf hinweisen, daß mit dem Verfahren der Zustand eines Öles im Kurbelgehäuse überwacht werden kann. Es ist beabsichtigt, durch weitere Versuche, noch zuverlässigere Grundlagen über den Zusammenhang zwischen dem Verschmutzungswert und dem Verhalten des Schmierstoffes im Motor zu erhalten. Ebenso ist hier allgemein von Verschmutzung gesprochen worden; es wäre wichtig, festzustellen, in wie weit die allmähliche Schwärzung des Öles auf eine tatsächliche Verschmutzung durch Schlamm, Ruß von Verbrennungsgasen oder auf einen Krackvorgang zurückzuführen ist. Abriebteilchen dürften wohl hierbei eine geringe Rolle spielen, da sie wohl zum größten Teil von dem Filter zurückgehalten werden. Schließlich wäre es auch noch erforderlich, durch weitere ausgedehnte Versuche festzustellen, in wie weit die Verschiedenheit der Teilchengröße dieses Verfahren in seiner Meßgenauigkeit beeinflussen wird.

Abgasstrahlschub von Flugmotoren

Von H. Bangerter, Stuttgart

Bericht der Daimler-Benz A.-G., Stuttgart-Untertürkheim

M 7

Übersicht: Kurzbericht über ein neues Verfahren zur schnellen Ermittlung des Bestwertes einer beliebigen die Schubkraft bestimmenden Einflußgröße zur Erzielung der optimalen Vortriebsleistung eines Triebwerks.

Nachdem durch die Untersuchungen in der Industrie und den Forschungsinstituten das Verhalten des Abgasstrahlschubs abhängig vom Betriebszustand des Motors und den Außenbedingungen hinreichend bekannt ist, bestand das Bedürfnis, einerseits diese Ergebnisse für die Auslegung des Triebwerkes auf optimale Vortriebsleistung in einfacher Form, insbesondere für den Zellenentwurf nutzbar zu machen, andererseits aber auch für die Auslegung der Motoren in bezug auf den Strahlschub eine klare Beurteilungsmöglichkeit zu schaffen, z. B. für die Entscheidung der Frage, ob bei gegebener Fluggeschwindigkeit und bekanntem Luftschraubenwirkungsgrad durch Frühöffnen des Auslaßventils, Änderung der Verdichtung, der Abgasdüsenquerschnitte und dgl. ein Leistungsgewinn des Gesamttriebwerks zu erzielen ist. Beides wurde erreicht durch die Einführung einer Motorleistungs-Schubkraft-Charakteristik in Verbindung mit einem entsprechenden Arbeitsblatt, vgl. Bild 6.

Die Ermittlung der Charakteristik und die Anwendung des Arbeitsblattes ist in der folgenden Anleitung beschrieben und auf Bild 7 an einem praktischen Beispiel ausgeführt. Bild 8 zeigt die Anwendung des Arbeitsblattes auf die abgeleitete Charakteristik, wobei, wie die eingezeichneten Beispiele zeigen, die Ermittlung des Optimalwertes der Einflußgröße besonders einfach ist. Diese letztere Form der Darstellung eignet sich besonders für die Zellenfirmen, die mit einem solchen Motorschaubild die Abgasdüsenquerschnitte für jeden beliebigen Fall leicht bestimmen können. Das Blatt gilt zunächst für Bodennähe; für die neueren Motoren ist die Erweiterung auf verschiedene Flughöhen vorgesehen.

entweder auf Grund von eigenen noch durchzuführenden Untersuchungen über den Leistungsabfall $\Delta N_w = f(F_D)$ in der Höhe oder, wenn möglich, unter Benützung von Werten der eingangs erwähnten Untersuchungen.

Anleitung zum Arbeitsblatt für die Ermittlung der optimalen Vortriebsleistung eines Flugmotors mit Abgasstrahldüsen $\Delta N_w = f(\Delta S)$ -Verfahren

1. Aufbau des Arbeitsblattes

Das Blatt enthält ein allgemein gültiges Feld für Luftschraubenwirkungsgrad und Fluggeschwindigkeit und ein freies Feld für die Eintragung der „Leistungsaufwand-Schubkraftzuwachs-Charakteristik“, die ein wesentliches Merkmal dieses Verfahrens darstellt. Das freie Arbeitsblatt zeigt Bild 1 im Schema.

2. Anwendungsbereich

Das Arbeitsblatt gestattet folgende Aufgaben einfach und übersichtlich zu lösen:

1. Ob durch irgendeine, den Schub beeinflussende Größe ein Gesamtvortriebsgewinn zu erzielen ist.
2. Unter welchen Verhältnissen die optimale Vortriebsleistung erzielt wird.
3. Wie groß der durch die Schubkraft erzeugte resultierende Vortriebsgewinn ist.

3. Grundlagen

Grundlage für das Arbeitsblatt ist die Gleichung für die Gesamttriebwerksleistung

$$N_T = N_p + N_s$$

$$= \eta_p N_w + S v$$

Darin ist: N_T = Gesamtleistung des Triebwerkes (PS)

N_p = Luftschraubenleistung (PS)

N_s = Strahlschubleistung (PS)

η_p = Luftschraubenwirkungsgrad

N_w = Motorwellenleistung (PS)

S = Strahlschub (kg)

v = Fluggeschwindigkeit (m/s).

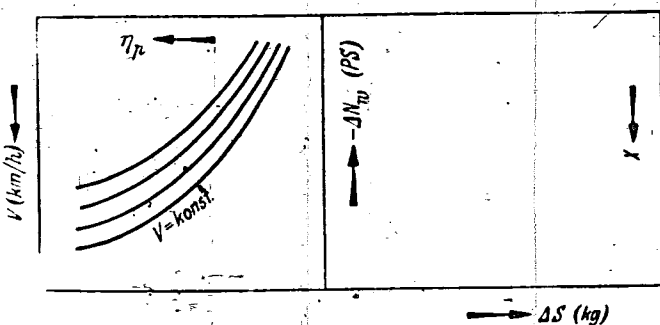


Bild 1. Schema des Arbeitsblattes

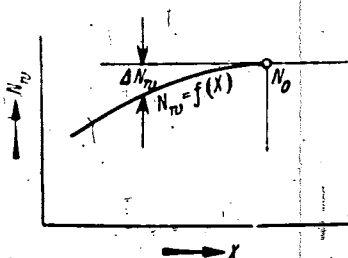


Bild 2. Motorleistung $N_w = f(X)$

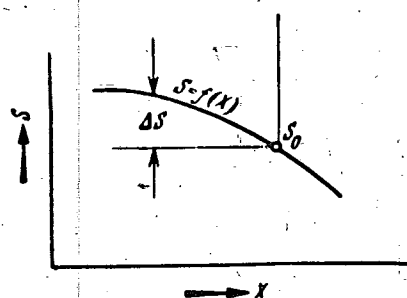


Bild 3. Schubkraft $S = f(X)$

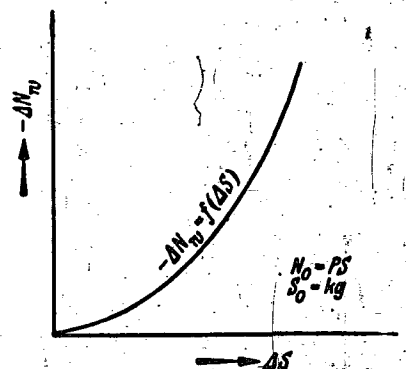


Bild 4. Leistungs-Schubkraft-Charakteristik

4. Erforderliche Ausgangswerte

Ist X die Einflußgröße, von der die Leistungsverteilung auf Abgasstrahl und Motorwelle abhängt und deren Bestwert bestimmt werden soll, also z. B. der Düsenquerschnitt, so muß bekannt sein

$$N_w = f(X)$$

und

$$S = f(X).$$

Diese Abhängigkeiten, die durch Messung oder Rechnung bestimmt sein können, werden im folgenden als bekannt vorausgesetzt.

5. Vorbereitung für die Anwendung

Zu bestimmen ist

$$\Delta N_w = f(\Delta S)$$

die Leistungsaufwand-Schubkraft-Charakteristik.

Dabei ist

$$\Delta N_w = N_w - N_0$$

$$\Delta S = S - S_0.$$

N_0 ist die Motorwellenleistung, die ohne leistungsmindernden Einfluß der Einflußgröße X erreicht wird, S_0 die zu dieser Leistung gehörende Schubkraft. Für den Düsenquerschnitt X als Einflußgröße ist im Bild 1 bis 3

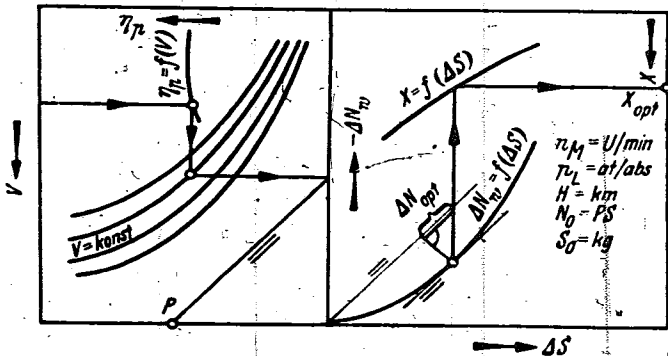


Bild 6 (oben). Rechenblatt zur Ermittlung der optimalen Vortriebsbedingungen des Abgasstrahlantriebs.

Abzissenmaßstab für ΔS : $1 \text{ kg} = p/10$
Abzissenmaßstab für S : beliebig

Bild 5 (links). Beispiel für die Ermittlung der Optimalwerte

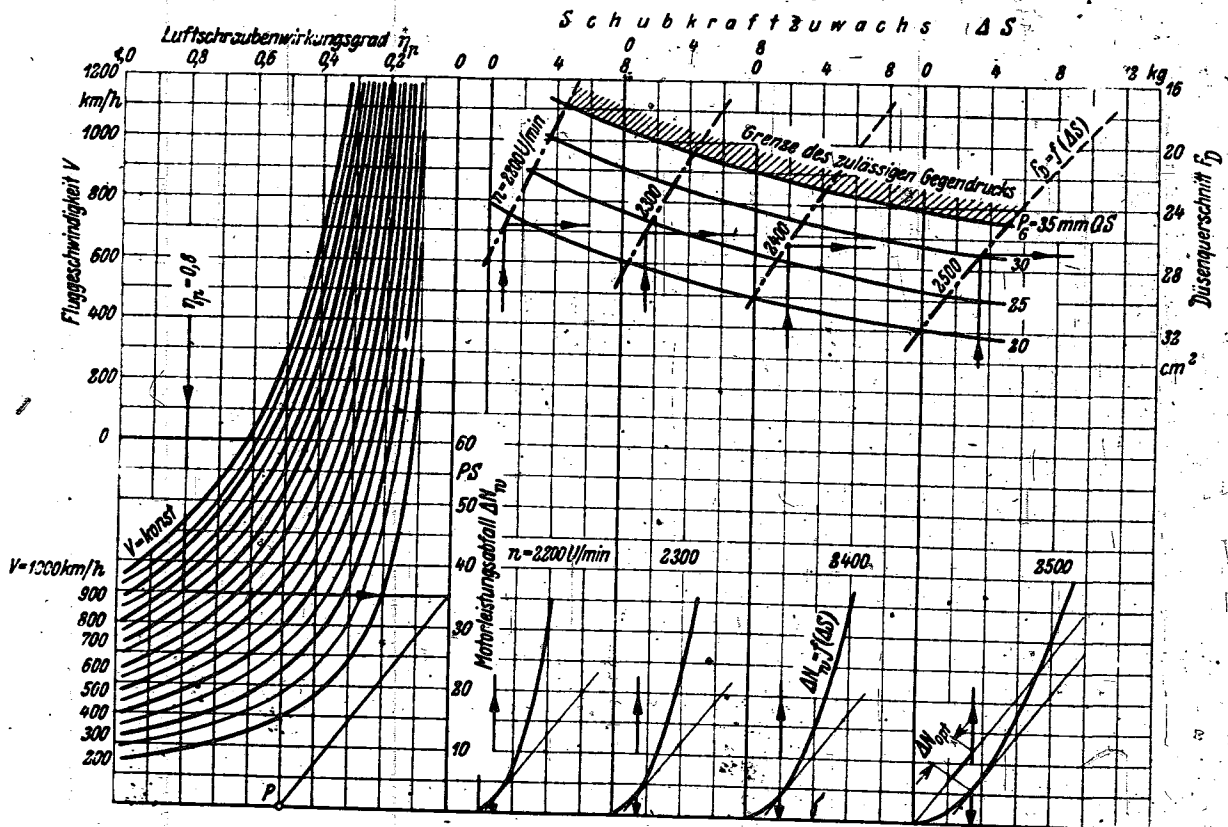


Bild 7. Leistungs-Schub-Charakteristik des DB 601 in Bodennähe

p_G = mittlerer Gegendruck am Auspuffflansch

Beispiel: $V = 750 \text{ km/h}$

$\eta_p = 0,8$ in Bodennähe

Gegendruckgrenze beispielsweise angegeben, kann bei den meisten Motoren höher zugelassen werden.

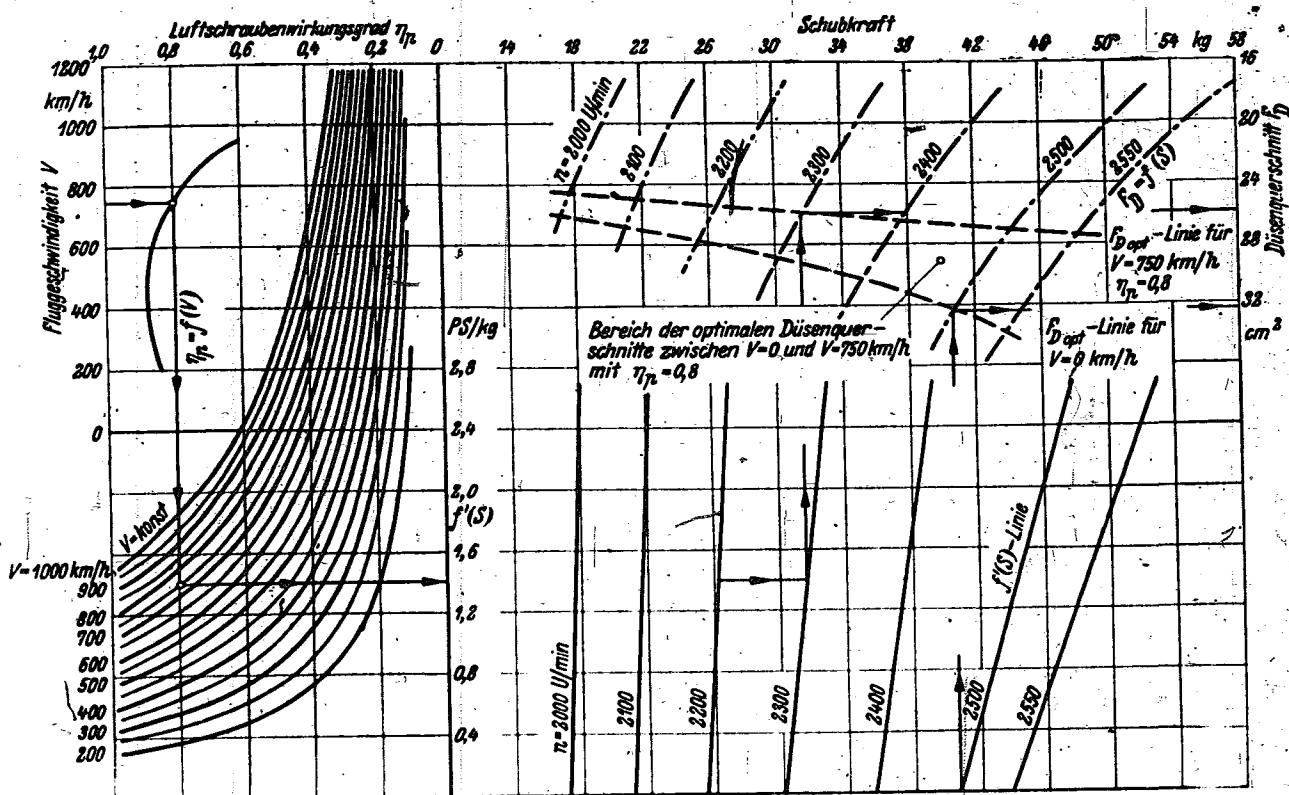


Bild 8. Abgeleitete Leistungs-Schubkraft Charakteristik des DB 601 für verschiedene Drehzahlen in Bodennähe

die Aufstellung der Leistungsaufwand-Schubkraft-Charakteristik beispielsweise dargestellt. In der Charakteristik sind die Ausgangswerte N_0 und S_0 zu vermerken, vgl. Bild 4.

6. Anwendung des Arbeitsblattes

In das rechte Feld des Arbeitsblattes wird eingetragen

$$\Delta N_w = f(\Delta S)$$

und

$$X = f(\Delta S).$$

Um für gegebene Fluggeschwindigkeit V (km/h) und Luftschraubenwirkungsgrad η_p den Optimalwert von X zu bestimmen, ist im linken Feld mit dem Luftschraubenwirkungsgrad in die entsprechende Linie $V = \text{konst.}$ lotrecht einzuschneiden, von dort waagrecht bis zur Ordinatenachse zu gehen und der Schnittpunkt mit der Ordinatenachse mit dem Pol P zu verbinden. Die Pol-

gerade parallel bis zur Berührung mit der Leistungs-Schub-Charakteristik verschoben, liefert den Optimalwert der Einflußgröße (X_{opt}) und eine Parallel durch den Nullpunkt des Systems den resultierenden Gewinn durch Schubkraft (ΔN_{opt}). Der Vorgang ist schematisch in Bild 5 dargestellt.

Die Gesamtfortriebsleistung ist

$$N_{T_{\text{opt}}} = \eta_p N_0 + \frac{S_0 \cdot v}{75} + \Delta N_{\text{opt}}$$

$$= N_{T0} + \Delta N_{\text{opt}}$$

Es sind damit alle interessierenden Größen bekannt. Die Bestimmung von $N_{T_{\text{opt}}}$ ist nur für die Berechnung der Flugleistung notwendig, während für reine Motorenuntersuchungen die unmittelbar ablesbare Größe X_{opt} genügt.

Zur Betriebsfestigkeit gekerbter Bauteile

A 22 3

Vergleichende Betriebsfestigkeits-Versuche mit randgekerbten und mit quergebörten Flachstäben (s. Bild 1 und 2) zeigten für Leichtmetall und Stahl folgendes¹⁾:

Bei gleicher Betriebsstundenzahl ist der ertragbare „Nennwert der Spitzenspannung“ des randgekerbten Flachstabes um rd. 13% niedriger als der des quergebörten Flachstabes. Als „Nennwert der Spitzenspannung“ gilt dabei das Produkt $\alpha_F \cdot \sigma$ (α_F = Formzahl, σ = mittlere Spannung), das im Falle rein elastischen

1) Unterlagen:

- DVL-Untersuchungsprotokolle UP 1/ und 2/44 (Pries), April 1944.
- E. Gaßner und A. Teichmann: Zur Aufstellung von Bemessungsregeln für Flugzeugteile, Oktober 1943 (eingereicht zum Jahrbuch der deutschen Luftfahrtforschung).
- E. Gaßner und A. Teichmann: Ansatz und Durchführung von Betriebsfestigkeits-Versuchen, Techn. Ber. Bd. 12 (1945), erscheint demnächst.

Verhaltens den wirklichen Betrag der örtlichen Spitzenspannung darstellen würde.

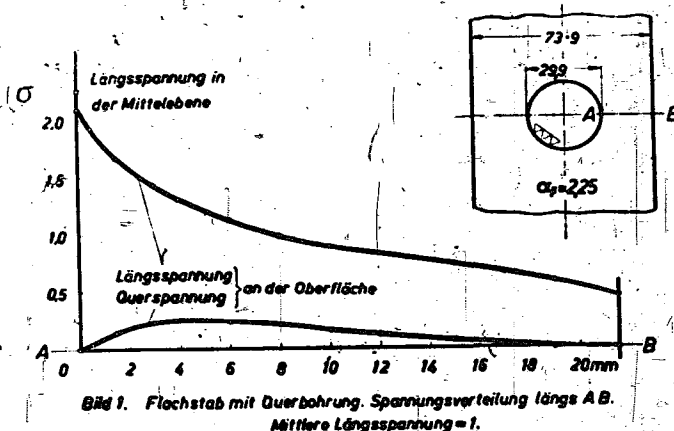


Bild 1. Flachstab mit Querbohrung. Spannungsverteilung längs AB. Mittlere Längsspannung = 1.

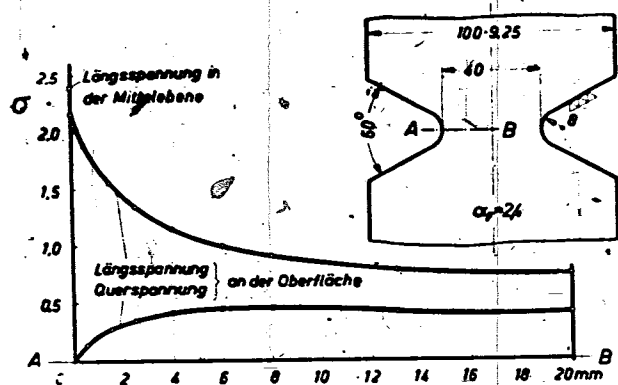


Bild 2. Flachstab mit Außenkerben. Spannungsverteilung längs A-B.
Mittlere Längsspannung = 1.

Beim randgekerbten Flachstab ist der Spannungsabfall neben der Spannungsspitze steiler als beim quer-gebohrten (s. Bild 2)²⁾. Einstufen-Biegeversuche³⁾ legen die Auffassung nahe, daß zunehmende Steilheit des Spannungsabfalls den ertragbaren Nennwert der Spitzenspannung erhöht. Danach hätte das Gegenteil der gemachten Erfahrung zutreffen müssen. Die erwähnte Auffassung trifft also zumindest im hier behandelten Gebiet der Betriebsfestigkeit nicht zu. Eine zwingende Erklärung für die festgestellte Erscheinung kann einstweilen nicht gegeben werden. Erwünscht sind Hinweise, ob ähnliche Feststellungen bereits anderweitig gemacht wurden.

Benutzte Werkstoffe:

Flw. 3115,4 mit $\sigma_B > 40 \text{ kg/mm}^2$,
 $\sigma_{0,2} > 25$ "
 und Flw. 1620,5 mit $\sigma_B > 120$ "
 $\sigma_{0,2} > 95$ "

Mittlere Spannungen in den höchsten Stufen des benutzten Lastenkollektivs [Kollektiv der Böenwirkung¹⁾]:

Bei Proben aus Flw. 3115,4 $\sigma^0 = 30,7 \text{ kg/mm}^2$,
 $\sigma'' = -12,7$ "
 aus Flw. 1620,5 $\sigma^0 = 90$ "
 $\sigma'' = 0$ "

Gaßner (DVL), Teichmann (T. H. Aachen).

2) Nach Dehnungsmessungen von Svenson bei der MPA Darmstadt, durchgeführt im Auftrage der DVL.

3) W. Buchmann, Metallwirtsch. Bd. 20 (1941), S. 931/37.

W. Buchmann, VDI-Zeitschrift Bd. 87 (1943), Nr. 21/22, S. 325/27.

Flatterrechnung

Abwandlung von zwei Sätzen der Matrizenlehre¹⁾
 (Theorem von Cayley-Hamilton und Satz über die Potenzsummen der Eigenwerte²⁾)

A 1; A 25 41

Bei Flatteruntersuchungen wird zur Ermittlung der kritischen Geschwindigkeit in bestimmten Fällen die n -reihige Flatterdeterminante als Polynom entwickelt:

$$\lambda E - \mathfrak{N}\left(\frac{v}{\omega}\right) = \sum_{i=0}^n t_i \left(\frac{v}{\omega}\right) \cdot \lambda^i$$

Die hier angeschriebene Form der Flatterdeterminante gilt, wenn die Luftkraft-Beiwerte konstant³⁾ oder Funk-

tionen von $\frac{v}{\omega}$ allein sind, und wenn zugleich die Beiwerte der Bauteildämpfung Null oder konstant sind. Bei Systemen mit mehr als 4 Freiheitsgraden ($n > 4$) hat es sich dabei als naheliegend und z. T. auch als vorteilhaft erwiesen⁴⁾, die Koeffizienten t_i aus der Matrix $\mathfrak{N}$ nach bekannten Sätzen der Matrizenlehre zu ermitteln: Nach dem Theorem von Cayley-Hamilton oder nach den Newtonschen Formeln unter Verwendung eines Satzes über die Potenzsummen der Eigenwerte.

In manchen Fällen genügt aber schon die Feststellung, ob Stabilität für eine gegebene Geschwindigkeit v vorliegt. Bekanntlich ist diese Feststellung unmittelbar aus den Koeffizienten t_i möglich, sofern diese von v allein abhängen⁵⁾: $t_i = t_i(v)$. Das ist der Fall, wenn die Luftkraft-Beiwerte konstant oder Funktionen von v allein sind, und wenn zugleich die Beiwerte der Bauteildämpfung Null oder frequenz-proportional sind. Unter diesen Voraussetzungen gilt folgende Form der Flatterdeterminante und folgende Entwicklung als Polynom:

$$\omega^2 E - j \omega R(v) - S(v) = \sum_{i=0}^{2n} t_i(v) \cdot \omega^i$$

In diesem Falle reichen die oben genannten Sätze nicht mehr aus, um die Koeffizienten t_i aus den Matrizen R und S zu ermitteln. Jedoch lassen sich diese Sätze derart abwandeln, daß sie auf die hier vorliegende Form der Flatterdeterminante anwendbar werden.

An die Stelle des Theorems von Cayley-Hamilton tritt folgende Abwandlung:

$$\text{Ist } \omega^2 E - j \omega R - S = \sum_{i=0}^{2n} t_i \omega^i,$$

$$\text{so gilt } \sum_{i=0}^{2n} t_i W_i = 0 \quad \text{mit } W_i = j R \cdot W_{i-1} + S \cdot W_{i-2}$$

während die beiden Matrizen W_0 und W_1 nur der Einschränkung unterliegen, daß die eine nicht ein (reelles oder komplexes) Vielfaches der anderen ist, sonst aber beliebig sein können⁶⁾.

An die Stelle des Satzes über die Potenzsummen der Eigenwerte tritt folgende Abwandlung:

Sind $\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_{2n}$ die Eigenlösungen von

$$|\omega^2 E - j \omega R - S| = 0,$$

$$\text{so gilt } s_i = \sum_{j=1}^{2n} \omega_j^i = \text{Spur } W_i$$

$$\text{mit } W_i = j R \cdot W_{i-1} + S \cdot W_{i-2} \quad i = 2, 3, \dots, 2n,$$

$$W_0 = 2 E \quad \text{und} \quad W_1 = j R.$$

(Anschließend Ermittlung der Werte t_i aus den Werten s_i mit Hilfe der Newtonschen Formeln.)

Anmerkung: Die Vorteile des Theorems von Cayley-Hamilton wirken sich bekanntlich erst in seiner weiteren Ausgestaltung nach Hessenberg⁷⁾ aus. Es ist anzunehmen, daß die abgewandelte Form des Theorems von Cayley-Hamilton ebenfalls entsprechend ausgestaltet werden kann.

Borkmann, Berlin-Adlershof.

DVL

4) Vgl. Mayer, TB Bd. 11 (1944) Nr. 9, S. 300.

5) Im Falle $t_i = t_i\left(\frac{v}{\omega}\right)$ ist eine unmittelbare Feststellung der Stabilität nur für ein gegebenes $\frac{v}{\omega}$ möglich, nicht aber für ein gegebenes v .

6) In Ausnahmefällen mit ganz speziellem Aufbau von R und S müssen allerdings auch bei der Wahl von W_0 und W_1 noch einige darauf zugeschnittene Vorschriften befolgt werden; Einzelheiten hierzu bringt die ausführliche Darstellung, vgl. Fußnote 1.

7) Diss. Darmstadt 1941.

1) Ausführliche Darstellung in einer kommenden Abhandlung von Borkmann.

2) Vgl. Wielandt, FB 1806/1.

3) Vgl. Leiß, Jahrb. 1938 der dtch. Luftf.-Forsch. S. 1 259/273; s. ferner auch Bericht 135 der Lilienthal-Gesellschaft S. 16.

Hochauftrieb

Zusammenstellung und Vergleich verschiedener Bauarten und Verfahren

Von W. Krüger

P 31 15

Bericht der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen e. V., Institut Windkanäle

Übersicht: Der Bericht gibt in Tabellen und Kurven eine kurze Zusammenstellung sowie einen Vergleich der mit verschiedenen Verfahren erreichbaren Höchstauftriebsbeiwerte. Außerdem wird der Versuch unternommen, die Abhängigkeit des Bauaufwandes vom Höchstauftrieb durch Einführung einer sinnvoll definierten Bauaufwandziffer grob zu erfassen.

Gliederung

I. Zweck der Untersuchung

II. Ergebnisse

III. Zusammenfassung und Folgerungen

I. Zweck der Untersuchung

Die Zusammenstellung soll zeigen, wo die bisher erreichten Grenzen des Höchstauftriebes bei Anwendung verschiedener Verfahren liegen, um zu erkennen, ob man noch wesentliche Verbesserungen erwarten kann, ohne den Aufwand untragbar zu steigern. Bei der großen Anzahl vorhandener Messungen gerade auf dem wichtigen Gebiet der Hochauftriebssteigerung ist es sehr schwer, sämtliche Untersuchungen zu einem Vergleich heranzuziehen. Es scheinen daher nur die wichtigsten Meßergebnisse an Profilen mit normalen Landehilfen, mehrere Sonderbauten und die mit rotierenden Zylindern erreichten Werte.

II. Ergebnisse

Die Ergebnisse sind in Tafel 1 und den Bildern übersichtlich zusammengestellt. Bild 1 läßt erkennen, daß durch Verwendung von Spaltprofilen mit Klappen eine Steigerung des Höchstauftriebsbeiwertes bis zu $c_{a\max} = 4,0$ erreicht worden ist. Eine weitere Verbesserung wurde durch Anwendung der Grenzschichtbeeinflussung an Absauge- bzw. Blasklappenprofilen erreicht. Mit leistungsmäßig tragbaren Saug- bzw. Blasmengen $c_Q = Q/F \leq 0,025$, (wobei Q = Fördermenge, v = Anblasgeschwindigkeit, F = aerodynamische Flügelfläche bedeuten) erreicht man Auftriebsbeiwerte $c_{a\max} \approx 5,0$. Größere c_a -Werte sind durch Grenzschichtbeeinflussung grundsätzlich möglich, jedoch ist dann eine sehr erhebliche Steigerung des Mengenbeiwertes c_Q erforderlich. Diese erscheint bisher für die Anwendung im Flugzeugbau kaum tragbar. Sehr hohe Auftriebsbeiwerte (bis $c_{a\max} = 12$ und höher) werden mit rotierenden Flächen und Zylindern erzielt. Die Anwendungsmöglichkeit dieser Verfahren ist eine rein konstruktive Frage.

Grundsätzlich lassen die Messungen an Flügeln mit Klappen und Spalten erkennen, daß mit wachsendem $c_{a\max}$ auch der erforderliche Bauaufwand erheblich ansteigt. Es wird versucht (Bild 2), die Abhängigkeit des Bauaufwandes vom Höchstauftrieb durch Einführung einer Bauaufwandziffer grob zu erfassen. Dem glatten Profil wird bei dieser Betrachtung die Ziffer 0 zugeordnet. Die Bauaufwandziffer erhöht sich dann jeweils um den Betrag 1 durch die Notwendigkeit der Anbringung eines die glatte Profilkontur unterbrechenden Bauteiles z. B. einer Klappe oder eines Vorflügels. Sie wächst weiter um den Betrag 1, wenn dieses Bauteil in Tiefen-

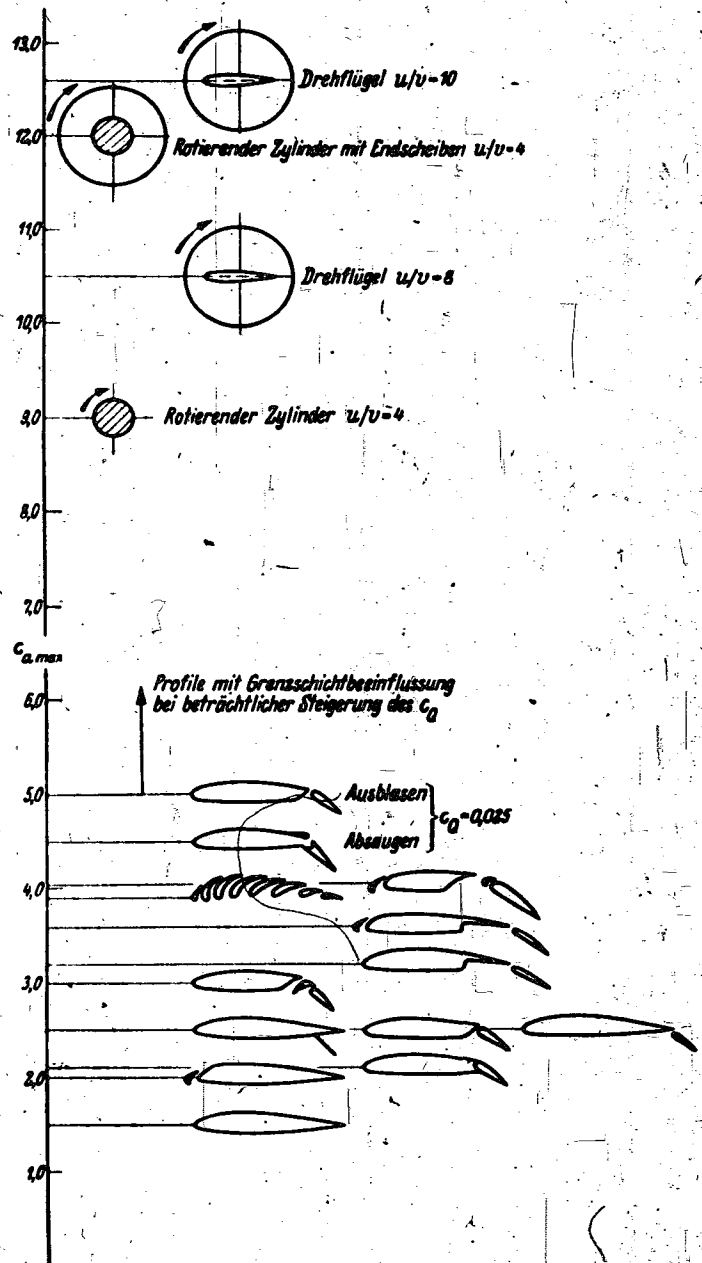
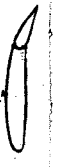
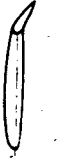


Bild 1. Der auf die ursprüngliche Flügelfläche bezogene Höchstauftriebswert $c_{a\max} = \frac{A_{\max}}{q F}$ bei Anwendung verschiedener Hochauftriebsbeihilfen

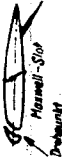
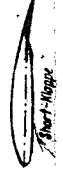
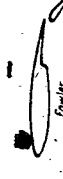
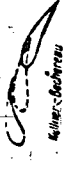
richtung verschiebbar angeordnet werden muß. So erhält beispielsweise ein Flügel mit einer in Tiefenrichtung verschiebbaren Klappe (Fowler) die Ziffer 2, ein Flügel mit verschiebbarer Klappe und zusätzlichem verschiebbarem Vorflügel die Ziffer 4. Man erhält, wenn

Tafel 1. Zusammenstellung der mit verschiedenen Verfahren erreichbaren Höchstauftriebsbeiwerte.

	Anordnung	Profil	Quelle	$\Lambda = \frac{b^2}{F}$	d/l	l_K/l	η_K (Grad)	Re	$c_{a\max}$	$c_{a\max}$	Bemerkungen
1		Nr. 192 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	7	0,12	0,30	0	$2,2 \cdot 10^5$	1,20	16	
2		Nr. 743 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	5	0,14	0,30	0	$3 \cdot 10^5$	1,07 1,54 1,90 1,87	17,5 13,5 13,5 11,0	
3		Nr. 284 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	5	0,175	0 0,15 0,25 0,35	60	$7,1 \cdot 10^5$	1,40 2,05 2,12 2,16	14,5 11,5 11,5 11,5	
4		Clark Y	NACA Techn. Note 422, Weick Harris 1932	6	0,115	0	0	$6 \cdot 10^5$	1,27	14,0	Drehachslage $\frac{x_D}{l} =$
5		Verschiedene	Jahrbuch d. Luftfahrt- Forschg. 1939 Schrenk S. 179		0,09 0,12 0,15 0,18 0,21	0,20	75	$> 2 \cdot 10^6$	0,66 0,81 0,97 1,14 1,28	14,0 14,0 13,0 12,5	Mittelwerte aus deut- schen und ausländi- schen Messungen
6		NACA 2409 2412 2415 2418 2421	FB 642 Kramer, Doetsch	5	0,09 0,12 0,15 0,18 0,21	0,10	0	$2,7 \cdot 10^6$	1,43 1,35 1,28 1,18 1,16	20,6 20,0 19,2 23,0 24,0	
7		NACA 2409 2412 2415 2418 2421	FB 642 Kramer, Doetsch	5	0,09 0,12 0,15 0,18 0,21	0,20	60	$2,7 \cdot 10^6$	2,07 2,40 2,50 2,48 2,46	19,0 24,5 24,5 23,0 21,5	
8		743 Zap	FB 1655 Wysocki	5	0,14	0,30	0	$3 \cdot 10^5$	1,07 1,55 1,97 2,05 2,09	17,5 14,0 13,5 10,7 10,7	
9		192	FB 1655	7 6	0,12 0,12	0,40	0	$7,1 \cdot 10^5$	1,20 1,65	14,0 12,5	

	Anordnung	Profil	Quelle	Λ	d/l	l_K/l	γ_K	Re	$c_{D\ max}$	α_{max}	Bemerkungen
9		Nr. 899 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	7	0,12	0,15	0	$2,9 \cdot 10^5$	0,95 1,63	14,0 9,0	
10		Clark Y	NACA Techn. Rep. 554 Wenzinger 1936	6	0,115	0,20	50 opt	$6,0 \cdot 10^5$	1,67		Spalt offen
11		Nr. 859 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	7	0,126	0,33 0,33 0,28	0 13 20	$2,9 \cdot 10^5$	1,32 1,51 1,65	14,0 12,5 12,5	Spalt geschlossen
12		B 106-0,4 R	FB 543 Schiller	5	0,137	0 0,1 0,2 0,3 0,4	0 76 opt 80 opt 60 opt 60 opt	$6,1 \cdot 10^5$	1,08 1,74 1,85 1,82 1,68	14,5 14,2 15,0 13,0 10,0	
13		NACA 2412	FB 762 Loetsch, König	5	0,12	0,2	0 20 45	$1,55 \cdot 10^6$	1,27 1,80 2,34	19,0 19,0 21,0	
14		Nr. 743 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	5	0,14	0,30	0 15 45 60	$3,1 \cdot 10^5$	1,05 1,38 1,77 1,84	16,5 15,5 13,5 11,0	
15		Nr. 743 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	5	0,14	0,68	0 15 45 60	$3,1 \cdot 10^5$	1,37 1,35 1,42 1,27	18,5 16,5 11,5 6,5	
16		Nr. 743 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	5	0,14	0,30	-20 10 45	$3,1 \cdot 10^5$	0,60 1,47 1,97	19,5 15,0 11,0	
17		Nr. 859 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	7	0,126	0,435	-25 4 10	$2,9 \cdot 10^5$	0,99 1,41 1,48	18,5 14,0 14,0	

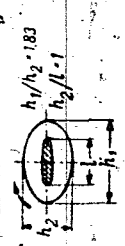
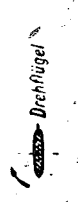
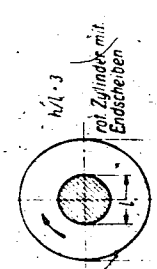
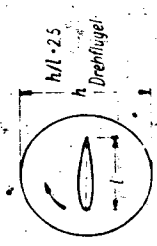
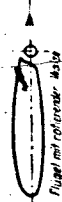
Anordnung	Profil	Quelle	Δ	d/l	l_K/l	η_K	Re	$c_{g,max}$	$x_{g,max}$	Bemerkungen
18	Nr. 828 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	7	0,10	$Q: 0,335$ Sprk: 0,25	Q Sprk -25 0 0 10	$2,9 \cdot 10^5$	0,77 0,93 1,20	16,2 13,7 11,7	
19	NACA 23012	NACA Techn. Rep. 573 Platt. Abbott 1936	5	0,12	0 0,20	-25 60 0 15	$7,3 \cdot 10^5$	1,36 1,68 1,77	12,5 8,9 6,3	
20	P II p	ZAHl Nr. 159 Krassil- schikoff 1934		0,14	0,20	ohne Kl.	$3,5 \cdot 10^5$	1,45 1,45 2,05 2,15	$\alpha =$ 13,0 13,5 7,5 5,0	
21	Nr. 743 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	7	0,14	—	—	$2,9 \cdot 10^5$	1,07 1,18	16,5 16,5	ohne Spalt mit Spalt
22	Nr. 192 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	5	0,12	$l_v = 0,154$	—	$7,1 \cdot 10^5$	1,21 1,46 1,75 1,70	17,5 24,5 26,5 27,0	ohne Vorflügel $x_v/l = 0,020$ 0,060 0,112
23	Nr. 755 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	5	0,12	$o. Vorfl.$ $l_v = 0,10$ $l = 0,16$	—	$2,9 \cdot 10^5$	0,95 1,48 1,64	15,5 26,5 25,5	
24	NACA 23012	FB 1623 Krüger	5 mit End- scheiben	0,12	—	—	—	1,27 2,00	$\alpha =$ 10,8 17,5	ohne Vorflügel mit Vorflügel
25	Clark y	NACA Techn. Rep. 428 Weick, Bamber 1932		0,115	$l_v = 0,145$	—	$6 \cdot 10^5$	1,30 1,81	14,0 26,5	ohne Vorflügel mit Vorflügel

Anordnung	Profil	Quelle	λ	d/l	l_k/l	η_k	Re	c_d max	$\alpha_{c, max}$	Bemerkungen
 Handwell-Stör Drehmoment	Clark y	NACA Techn. Note 598 Gauvain	6	0,115	0,211	0	$6 \cdot 10^5$	1,26 1,81 2,07	14,0 23,0 25,8	glattes Profil mit Vorflügel $l_v = 0,175$ " " 0,300
 Short-Klappe	Nr. 192	FB 1655 Wysocki	7	0,12	0,25	0 13	$2,9 \cdot 10^5$	1,20 1,72	16,0 12,0	ohne Vorflügel mit Vorflügel $l_v = 0,175$ " " 0,300
 Twiler	Clark y	NACA Techn. Note 419 NACA Techn. Rep. 534 Platt	6	0,115	0 0,40 0,20 0,30	0 40 30 40	$6,1 \cdot 10^5$	1,27 3,17 2,45 2,85	16,0 14,0 15,0 13,0	
 NACA 2410	NACA 2410	Jahrbuch d. Luftfahrt- Forschung 1939 Seifert	4 4 6,67	0,10 0,10 0,27	0,40 0,40 0,27 0	32,5 0 42,5 0 17,5 + 55 0	$6,3 \cdot 10^5$ $8,8 \cdot 10^5$	2,43 ~1,20 2,82 ~1,20 2,92 1,20	14,9 ~16,9 12,6 ~16,9 14,8 16,9	
 Kühler-Bohrer	Nr. 433/349 aus FB 1655	FB 1655 Wysocki	7	0,189/ 0,165	0,70	0 20	$2,2 \cdot 10^5$	1,70 3,55	21,0 21,0	
 B 106-0,4 R	B 106-0,4 R	FB 543 Schiller	5	0,137	0,2	0 80 80	$6,1 \cdot 10^5$	1,08 1,85 2,15	14,5 15,0 20,0	glattes Profil ohne Vorflügel mit Vorflügel
 Nr. 192	Nr. 192 aus FB 1655	FB 1655	7	0,12	0,228	0 0 20 40	$2,9 \cdot 10^5$	1,28 1,83 2,21 2,31	16,5 21,5 18,5 18,5	Spalt offen mit Vorflügel mit Vorflügel u. Klappe mit Vorflügel u. Klappe

Anordnung	Profil	Quelle	λ	d/l	t_k/l	γ_k	Re	$c_{d,max}$	Bemerkungen
33		Clark y Techn. Note 459 Weick, Platt	6	0,115	0	0	$6,1 \cdot 10^5$	1,27 2,08 3,62	glattes Profil mit Vorflügel mit Vorflügel u. Fowler
34		NACA 2412 FB 1510 Meier FB 548	5	0,12	0,3	0 45	$2,1 \cdot 10^5$	1,32 2,97	18,0
35		NACA 2413 Jahrbuch d. Luftfahrt- Forschg. 1939 Seiferth	4	0,13	0,4	35	$6,3 \cdot 10^5$	3,22 2,61	30,4 20,3
36		NACA 2412 Jahrbuch d. Luftfahrt- Forschg. 1939 Spitze Nase Seiferth	4	0,12	0,325	0 35	$6,3 \cdot 10^5$	0,94 2,67	16,4 21,9 ohne Vorflügel mit Vorflügel
37		NACA 2416 Jahrbuch d. Luftfahrt- Forschg. 1939 Seiferth	4	0,16	0,325	35 35	$6,3 \cdot 10^5$	2,61 3,40	20,3 36,8 ohne Vorflügel mit Vorflügel
38		NACA 6416 Jahrbuch d. Luftfahrt- Forschg. 1939 Seiferth	4	0,16	0,50	40	$6,3 \cdot 10^5$	2,75 3,49	20,2 35,7 ohne Vorflügel mit Vorflügel
39		Clark y Techn. Rep. 427 Weick, Shortel		0,115	0,03	0	$6,1 \cdot 10^5$	1,27 1,98 2,26 2,60	15,0 12,0 19,0 20,0 glattes Profil Schlitzprofile

Abordnung	Profil	Quelle	Λ	d/l	l_k/l	γ_k	Re	$c_{a \max}$	$z_{a \max}$	Bemerkungen
	NACA 2415	Aero Digest VIII, 1938 R. F. Hall	5,16	0,15	~ 0,33	0 45		1,52 2,32		
	NACA 23014	Jahrbuch d. Luftfahrt- Forschg. 1940 Staufer	5,16	0,14	0,26	0 60	$1,6 \cdot 10^6$	1,42 3,00	20,4 21,1	
	NACA 23012	FB 1253 Holstein	4,7	0,12		0 55		1,43 2,70		
	NACA 0020	FB 1576 Kramer		0,20	0,50	0 10 20	$1,97 \cdot 10^6$	1,14 2,10 2,58	19,000	
	NACA 6215	AVA Wiss 4 Bericht 24 1937	4,5	0,15	$l_{k_1}/l=0,13$ $l_{k_2}/l=0,10$ $l_{k_3}/l=0,07$	25	$5,6 \cdot 10^5$	1,58 3,37	21,5 16,5	ohne Hilfsflügel mit Hilfsflügel
		Aeron. Journal 1921 S. 270					$1,1 \cdot 10^6$	3,92	45	

Anordnung	Quelle	λ	Re	u_p	v_K	c_d	Bemerkungen
Rotierender Zylinder	NACA Techn. Note 209			2,0		4,0	ohne Endscheiben
	Reid			4,0		9,0	
				2,0		5,0	mit Endscheiben
				4,0		12,0	
				8,0		16,0	
46				12,0		20,0	
				13,0		22,0	
	FB 826 Regenschicht	4	$9 \cdot 10^5$	0		1,00	Profil 23015
				1,0		1,20	
				3,0		1,70	
47				4,0		2,07	
				5,0		2,23	
				6,0		2,27	
						2,35	
	FB 1513 Kuchemann		$6 \cdot 10^5$	0	0	1,60	Profil 23015
48				1,0		2,40	
				2,0		2,75	
				4,0		3,80	
				0	45	2,10	
							mit Endscheiben $\tilde{h}/b = 0,47$
49		5,3		3,0		7,5	
				5,0		16,5	
				3,0		5,3	
				5,0		7,7	
				7,0		8,3	
50	FB 1308 v. Holst			2,0		1,3	ohne Endscheiben
				4,0		1,8	
				8,0		2,3	
				10,0		2,5	
	FB 1651 Kuchemann	1,7					
51		12		2,0		4,0	mit Endscheiben
				4,0		11,7	
				8,0		14,9	
52	FB 1651 Kuchemann	5		2,0		2,8	Kreisbogenzweieck $d/l = 0,167$
				4,0		3,4	
				8,0		2,4	
				10,0		2,2	
53	FB 1651 Kuchemann	5		2,0		2,9	
				4,0		4,1	
				8,0		8,9	
				10,0		7,7	
54	FB 1651 Kuchemann	5		2,0		2,9	
				4,0		4,3	
				8,0		10,4	
				10,0		12,6	



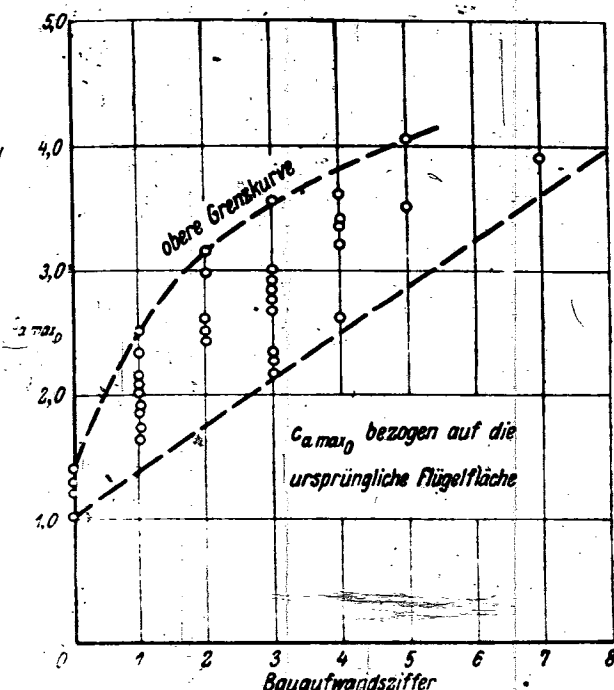
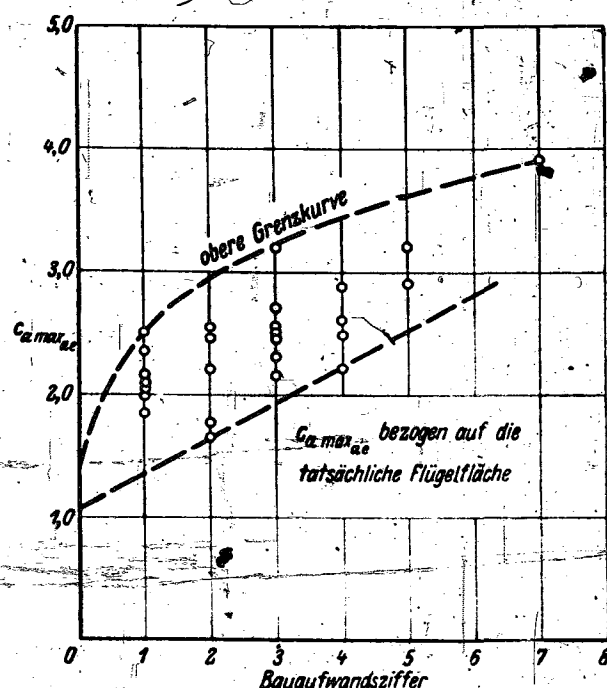


Bild 2. Abhängigkeit des Bauaufwandes vom Höchstauftriebsbeiwert



alle Messungen nach diesem System aufgetragen werden, den im Bild 2 wiedergegebenen Zusammenhang zwischen Bauaufwand und Höchstauftrieb. Die obere Grenzkurve zeigt ein sehr starkes Anwachsen des Aufwandes mit steigendem $C_{a,max}$.

III. Zusammenfassung und Folgerungen

In der Tafel und den Kurven sind die Höchstauftriebsbeiwerte zusammengestellt, die bei Anwendung verschiedener Verfahren erreicht worden sind. Durch Einführung einer Bauaufwandsziffer erhält man einen groben Überblick über den für die bisherigen normalen Methoden gültigen Zusammenhang zwischen Höchstauftrieb und Bauaufwand. Wenn auch diese Betrachtungsweise willkürlich ist, so läßt sie doch mit ziemlicher Sicherheit den Schluß zu, daß eine Steigerung des $C_{a,max}$

über Werte von 4.0 hinaus ohne Verwendung vieler Klappen und Spalte unwahrscheinlich ist. Bei Anwendung der Grenzschichtbeeinflussung zur Hochauftriebs-erzeugung verschieben sich die Schwierigkeiten vom Flügel auf das Fördergerät. Man darf sich von diesem Verfahren der Auftriebssteigerung wohl noch einige Verbesserungen hinsichtlich des Auftriebs und der Fördermenge versprechen, wenn man die Absauge- bzw. Blasmenge über die Tiefe des Profils verteilt und diese Verteilung der örtlichen Belastung der Grenzschicht anpaßt. Jedoch bedeutet dies wiederum eine bedeutende Erschwerung des Flügelaufbaus. Versuche, durch automatische Grenzschichtbeeinflussung mit kleinen Mengen wesentliche Auftriebsverbesserungen zu erzielen, haben bisher noch nicht zu dem gewünschten Erfolg geführt.

Abgeschlossen: August 1943.

Scherversuche an Flugzeughölzern¹⁾

E-3

Es wurden Scherfestigkeitsversuche an Flugzeughölzern durchgeführt. Das Schergewicht der Untersuchungen war auf den Einfluß der verschiedenen Belastungsrichtungen (Orientierung der Scherfläche und Querkraft bezüglich anatomischer Hauptachsen bzw. Furnierebene) und auf den Einfluß unterschiedlicher Probenformen bzw. Schervorrichtungen gelegt. In Ermangelung einschlägiger Vorarbeiten wurde den Untersuchungen grundsätzliche Bedeutung beigemessen und das Versuchsprogramm über den zunächst vorgesehenen Rahmen erweitert. Als Ergebnis können von folgenden Fliegwerkstoffen Polardiagramme der Scherfestigkeit vorgelegt werden:

Vollhölzer: Kiefer 4000,
Kiefer 4001,
Kiefer 4002,
Buche,
Esche.

Schichthölzer:

Schichtholz Sch-T-Bu 7,
Schichtholz Sch-T-Bu 20.

Sperrhölzer:

Buchenspertholz SP 1,0
DIN L 183,
Buchenspertholz SP 2,5
DIN L 183,
Buchenspertholz SP 6,0
DIN L 183.

Vielschichtsperrhölzer:

Buchen-Vielschichtsperrholz
VIEL-SP 3,0 DIN E 9147,
Buchen-Vielschichtsperrholz
VIEL-SP 6,0 DIN E 9147.

Preßschichthölzer:

Preßschichtholz
PSch-T-Bu 7/200.

Kunstharzpreßhölzer:

OBO-Festholz, Type N, Kl. A,
OBO-Festholz, Type N, Kl. B,
OBO-Festholz, Type Z.

Der Einfluß unterschiedlicher Versuchsanordnungen auf die mittlere Scherfestigkeit ergab sich zu:

Schereisen: Scherkreuz DIN DVM 2187: Blockscherprobe: Scherholzen: Scherprobe nach Petermann = 1,0 : 0,68 : 0,66 : 0,63 : 0,43.

1. R. Keylwerth: Scherversuche an Flugzeughölzern. Bericht Nr. 135 des Mechanisch-Technologischen Instituts der Reichsanstalt für Holzforschung, Eberswalde. 15 S., 36 Abb., 80 Zahlentafeln. Oktober 1944.

Selbstveredelnde Aluminiumgußlegierungen für Modellversuche zur Spannungsermittlung

Von M. Frhr. von Schwarz, Freiberg i. Sachsen

E 22 1

Die selbstveredelnden Aluminiumlegierungen nach dem DRP und vielen Auslandspatenten zeichnen sich dadurch aus, daß sie infolge der kleinen zur Selbstveredelung führenden Zusätze, unmittelbar nach beliebig gewählten Gießverfahren, vorzüglich in grünem Sand, im Laufe von etwa 8 Tagen aushärten, wodurch die Brinellhärtezahl um etwa 50% gegenüber dem Zustand unmittelbar nach dem Guß, oder der Brinellhärtezahl einer ebenso zusammengesetzten Legierung, aber ohne diese Zusätze, ansteigt; die Feinmeßelastizitätsgrenze (0,001% bleibende Dehnung) steigt ebenso beim Aushärtungsvorgang auf den doppelten bis dreifachen Betrag an und übertrifft die Feinmeßelastizitätsgrenze aller wärmeausgehärteten Aluminiumgußlegierungen. Der Selbstveredelungsvorgang setzt auch immer wieder ein, wenn diese Legierungen, je nach der Zusammensetzung, auf Temperaturen von etwa 460 bis 520°C erhitzt werden und dann einfach an der Luft erkalten, was für Schweißarbeiten wichtig werden kann. Ebenso wichtig ist, daß die spanabhebende Bearbeitung mit gewöhnlichen Werkzeugen, ähnlich wie bei Automatenmessing, mit hohen Schnittgeschwindigkeiten vorgenommen werden kann und eine sehr glatte, saubere Oberfläche entsteht. Von großer Bedeutung ist die Formbeständigkeit; denn nach der Aushärtung, also 8 Tage nach dem Guß, oder einer Erhitzung, liegt ein spannungs- und verziehungsfreier Werkstoff vor mit Brinellhärtezahlen von etwa 100 bis 160 kg/mm², und es treten keine Formänderungen auf, so daß ein vorzüglicher Werkstoff für die Anfertigung von feinen Meßgeräten, Spektrographenbanken usw. vorliegt, der mir auch für die Herstellung von Modellen für Modellversuche zur Spannungsmessung sehr geeignet erscheint.

Zur Messung der Spannungen an Ausrundungen von Maschinen- oder Waffenteilen fertigt man zweckmäßig stärker vergrößerte Modelle an, um mit Dehnungsmessern die unter Belastung auftretenden Spannungen messen zu können. Solche Modelle in mehrfacher Größe, z. B. aus Stahl gefertigt, werden sehr schwer und dadurch unhandlich für die vielen nötigen Messungen. Auch erfordert die Feinbearbeitung erhöhte Zeit und Kosten gegenüber der Herstellung in Leichtlegierungen. Elektron wäre ja sehr leicht und gut bearbeitbar, doch liegt seine Elastizitätsgrenze zu niedrig, so daß man bisher auf Duralumin angewiesen war, wo man im veredelten Zustand mit einer Elastizitätsgrenze von etwa 12 bis 14 kg/mm² rechnen kann. Dazu müssen aber geschmiedete Stücke hergestellt und veredelt werden, was bei den oft vorliegenden großen Abmessungen schwierig und teuer ist.

Die selbstveredelnden Aluminiumlegierungen ermöglichen aber die Herstellung solcher Stücke im Sandguß (grüner Sand), wodurch die Herstellung vereinfacht und verbilligt wird und rascher erfolgen kann. Man erreicht bei der normalen selbstveredelnden deutschen Legierung eine Feinmeßelastizitätsgrenze von ~ 10 kg/mm² und bei erhöhtem Zinkgehalt von 23% sogar bis 16 kg/mm² als Elastizitätsgrenze, was für die meisten Messungen ausreichen dürfte.

Bei niedrigen Legierungsgraden können auch selbstveredelnde Aluminiumknetlegierungen hergestellt werden, deren mechanische Eigenschaften jenen des Duralumins praktisch gleich sind, aber den Vorteil haben, nicht abgeschreckt werden zu müssen und deshalb keine Verziehungen erfahren, also frei von inneren Spannungen bleiben. Auch nach allen Schweißverfahren tritt bei den selbstveredelnden Aluminiumlegierungen in acht Tagen in der Schweißstelle durch Auslagerung eine Vergütung ein, so daß die Schweißnaht die Ursprungsfestigkeit des selbstveredelten Werkstoffes erreicht.¹⁾

1) Ein ausführlicher Aufsatz über die selbstveredelnden Aluminiumlegierungen soll in Kürze in der Zeitschrift für Metallkunde erscheinen, worauf hier hingewiesen werden kann.

Flutterrechnungen

A 25 71

Nach einer Flutterrechnung werden zur Probe die gefundenen Werte v (= kritische Geschwindigkeit) und ω (= Flutterfrequenz) in die Flutterdeterminante Δ eingesetzt. Wegen der Genauigkeitsverluste bei der Ermittlung von v und ω ergibt sich dann statt $\Delta = 0$ ein komplexer Rest: $\Delta(v, \omega) = R + j \cdot R''$; die Bedingung $\Delta = 0$ wird also erst durch ein verbessertes Wertepaar $v + \Delta v$; $\omega + \Delta \omega$ erfüllt. Ähnliches gilt in verstärktem Maße, wenn ein geschätztes oder aus einem ähnlichen Fall entnommenes Lösungspaar v, ω auf seine Eignung geprüft werden soll.

Zur Ausrechnung der Korrekturbeträge $\Delta v, \Delta \omega$ ergeben sich auf Grund der Newtonschen Näherung zwei lineare Gleichungen, in komplexer Schreibweise:

$$\Delta(v + \Delta v, \omega + \Delta \omega) \approx R + \Delta v \cdot A + \Delta \omega \cdot B = 0.$$

$$A = A'(v, \omega) + j \cdot A''(v, \omega) = \frac{\partial \Delta(v, \omega)}{\partial v} \quad \text{(mit den zunächst gefundenen Zahlenwerten für } v \text{ und } \omega)$$

$$B = B'(v, \omega) + j \cdot B''(v, \omega) = \frac{\partial \Delta(v, \omega)}{\partial \omega}$$

Zur schnellen Ermittlung von A und B können die in Δ eingehenden Luftkraft-Kenngrößen $\lambda_{ik} \left(\frac{v}{\omega} \right)$ und $\lambda_{ik} \left(\frac{v}{\omega} \right)$ als unabhängig von Δv und $\Delta \omega$ angesehen werden. Dann setzen sich A und B aus Bestandteilen zusammen, deren Zahlenwerte zum großen Teil schon von der ursprünglichen Flutterrechnung bzw. von der Probe her vorliegen.

Das so verbesserte Wertepaar $v + \Delta v, \omega + \Delta \omega$ kann als Ausgangspaar für eine weitere Verbesserung benutzt werden, usf.

Zur Ermittlung der Größen A und B genügt Rechen-schießer-Genauigkeit; die Ermittlung von R muß unter Umständen genauer erfolgen.

Die benötigten Formeln sind in Arbeitsblättern niedergelegt: DVL-C 4/327 für zwei Freiheitsgrade, DVL-C 4/328 für drei Freiheitsgrade.

Zahlenwerte aus einem typischen Beispiel (System mit zwei Freiheitsgraden):

Roh geschätzte Ausgangswerte:	$v = 480$	$\omega = 200$,
Werte nach 1. Verbesserung:	$= 438$	$= 175$,
Werte nach 2. Verbesserung:	$= 417,5$	$= 166,5$,
Richtige Werte:	$= 414,2$	$= 165,3$.

Borkmann.

DVL, Berlin-Adlershof.

Zur Umstellung von Dünoblechkonstruktionen auf Stahl

Von W. Flügge und R. Kappus

-P 39 01-5

Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt und der Arbeitsuntergruppe „Festigkeit von Feinblechteilen“ im Umstellausschuß des Industrierats des Reichsmarschalls für die Fertigung von Luftwaffengerät

Gliederung

I. Druckstäbe

1. Beulung

2. Knickung

3. Zusammenspiel von Knickung und Beulung

II. Teilschalen

III. Schubleche

IV. Zusammenfassung

Die Umstellung der tragenden Blechkonstruktionen der Flugzeuge von Leichtmetall auf Stahl ist kein reines Werkstoffproblem und läßt sich nicht ohne gründliche Untersuchung der statischen Zusammenhänge in Angriff nehmen. Schon beim Leichtmetallflugzeug sind die versteiften Blechfelder dadurch gekennzeichnet, daß Knick- und Beulvorgänge die Tragfähigkeit begrenzen, so daß die zulässige Spannung viel niedriger liegt als die eigentliche Werkstoff-Festigkeit. Da Stahl schwerer und fester ist als Leichtmetall, so wird die Stahlkonstruktion noch dünnwandiger werden und damit noch schlechter in der gewichtlichen Ausnutzung. Es mag daher zweifelhaft erscheinen, ob es überhaupt gelingt, hier zu einer tragbaren Lösung zu kommen; und solange die äußeren Umstände nicht dazu nötigen, hat man sich darum auch gar nicht mit dieser undankbaren Aufgabe befaßt.

Der Zwang, Leichtmetall einzusparen, hat dazu geführt, zu versuchen, ob sich nicht auch für die tragenden Blechteile, die einen beträchtlichen Anteil am Gesamtverbrauch haben, Stahl einführen läßt. Wir sind heute noch nicht so weit, daß wir klare Grenzen sehen, bis zu denen das lohnt oder hinter denen es unmöglich wäre, aber wir verfügen doch immerhin schon über einige Teilergebnisse, die in Einzelfällen dem Konstrukteur eine Entscheidung ermöglichen. Sie sind durch eine gemeinsame Arbeit von Industrie und Forschung gewonnen und zusammen getragen worden und im wesentlichen in dem Protokoll der Sitzung niedergelegt, die die Untergruppe „Festigkeit von Feinblechteilen“ am 1. Juni 1943 in Berlin gehalten hat. Über den Inhalt sei hier eine kurze Übersicht gegeben.

I. Druckstäbe

1. Beulung

Die Festigkeit von Druckstäben wird begrenzt durch die Knickung des ganzen Stabes und durch örtliche Beulvorgänge. Beim örtlichen Beulen der Stabwandungen handelt es sich um Knickvorgänge in Plattenstreifen. Für viele einfache Fälle kennt man die Beullast rechnerisch, aber mit dem Ausbeulen ist die Tragfähigkeit noch nicht erschöpft, sondern es tritt eine Umlagerung der Spannungen nach den Kanten hin ein, und erst das Versagen der Kantenzone beendet die Lastaufnahme des Stabes. Über die Last, unter der das eintritt, gibt die Theorie noch keine Auskunft. Man ist hier also auf Versuche angewiesen. Für Dural liegen die alten Untersuchungen von H. Ebner und R. Kappus vor¹⁾. Für Stahl

sind in letzter Zeit in der Industrie ziemlich viele Versuche gemacht worden. Bei der Durcharbeitung dieser Ergebnisse ist es gelungen, für A-Profile den Zusammenhang der maßgebenden geometrischen Größen und Werkstoffwerte empirisch zu finden, so daß man die Bruchlast für beliebige Werkstoffe einigermaßen vorausbestimmen kann (Bild 1). Wie sich gezeigt hat, trifft der gefundene Zusammenhang auch für U-, L- und Z-Profile annähernd zu, wenn die Flansche durch Bördel gegen langweiliges Ausknicken geschützt sind. Wesentlich ist die Erkenntnis, daß man die Bruchspannung weder auf den Elastizitätsmodul zu beziehen hat, wie die Beullast, noch auf die Fließgrenze, wie beim eigentlichen Stauchversuch, sondern auf das geometrische Mittel aus beiden. Bezieht man außerdem die Wanddicke t auf das geometrische Mittel $\sqrt{b \cdot h}$ der Breitenabmessungen der Profilsseiten, so hat man damit auch eine dimensionslose Abszisse gefunden, die einem großen Bereich von Seitenverhältnissen b/h gleichzeitig gerecht wird. Den Erfolg zeigt Bild 1. Man findet hier ein buntes Durcheinander von Versuchspunkten für Stahl und für Leichtmetall, und auch einen Punkt für einen Messingstab. Alle ordnen sich innerhalb des $\pm 15\%$ -Streifens um eine einheitliche Kurve. Im elastischen Bereich wird sie eine Gerade:

$$\frac{\sigma_{Br}}{\sqrt{E \sigma}} = 0.005 + 1.40 \frac{t}{\sqrt{b \cdot h}} \quad (1)$$

Dabei braucht es nicht zu stören, daß sie nach links verlängert nicht durch den Koordinatennullpunkt geht; denn so dünnwandige Profile scheint es in der Praxis nicht zu geben, daß die Abweichung von der Geraden, die dort natürlich vorliegen muß, von Interesse wäre. Den rechten Teil der Kurve erhält man, wenn man den nach (1) errechneten Wert mit dem Faktor $1 - (1 - z)^4$ abmindert, wobei z das Verhältnis des (nach der Theorie von Engesser-Kármán ermittelten) Knickmoduls zum Elastizitätsmodul ist, das selbst wieder von der abgeminderten Bruchspannung abhängt. Diese Abminderung ist bei Überschreitung der Proportionalitätsgrenze zunächst außerordentlich schwach, um erst bei höheren Spannungen ($> \sim 0.80 \sigma_s$) besonders wirksam zu werden.

Aus den im Bild 1 zusammengestellten Versuchsergebnissen kann man für die Umstellung folgendes entnehmen: Will man zu einem gegebenen Duralprofil ein solches gleicher Beulsicherheit und gleichen Gewichtes in Stahl konstruieren, so müssen sich die Bruchspannungen wie die spezifischen Gewichte verhalten, also etwa wie 1:2.8. Will man wieder auf denselben Diagrammpunkt kommen, wählt man also das gleiche Wandigkeitsverhältnis $t/\sqrt{b \cdot h}$, so müssen sich auch die Werte $\sqrt{E \sigma}$, etwa wie 1:2.8 verhalten. Daraus folgt für das Fließgrenzenverhältnis 1:2.75. Weil Leichtmetall Streckgrenzen zwischen 25 und 36 kg/mm² hat, braucht man also für Stahl als Streckgrenze etwa 70 bis 100 kg/mm². Bei dieser Umstellung wird der Stahlquerschnitt im Verhältnis 1:2.8 kleiner, die Breitenabmessungen und die Wanddicke also wie 1:1.7. Damit wächst der Schlankheitsgrad l/i des Sta-

¹⁾ Druckversuche mit kurzen Hütprofilstäben aus Duralumin, FB 403 (1935)

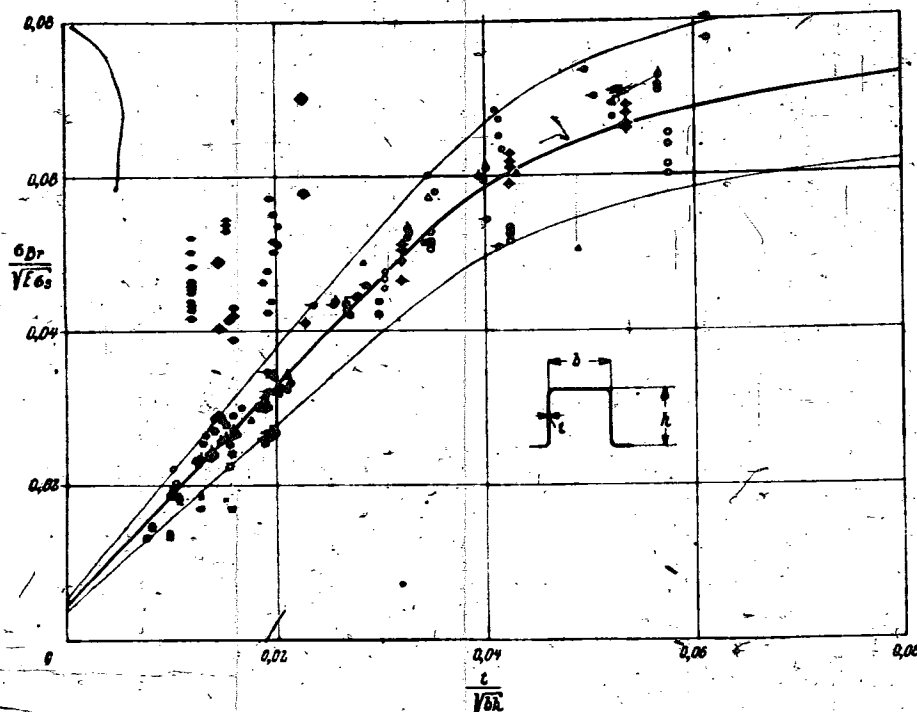


Bild 1. Beulbruchfestigkeit von Stäben mit A- und verwandten Profilen

Zeichenerklärung

Ebenflächige Profile:			
● Dural (Bondur)	DVL	$\sigma_s \approx 31 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 7000 \text{ kg/mm}^2$
◆ Dural Flw. 3116.5	Ju	$\sigma_s \approx 31 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 7000 \text{ kg/mm}^2$
○ Stahl Flw. 1265.3	Ju	$\sigma_s \approx 53 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
△ Stahl Flw. 1265.3	Bl. & V	$\sigma_s \approx 60 \text{ kg/mm}^2$ (?)	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
■ Stahl Flw. 1265	He	$\sigma_s \approx 70 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
□ Stahl Flw. 1265.3	Ju	$\sigma_s \approx 75 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
◇ Stahl Flw. 1265	Ju	$\sigma_s \approx 117 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
✱ Stahl Flw. 1604	Bl. & V	$\sigma_s \approx 75 \text{ kg/mm}^2$ (?)	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
✕ Stahl Flw. 1435.8	Ju	$\sigma_s \approx 115 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
◆ Cellon	DVL	$\sigma_s \approx 2.5 \text{ kg/mm}^2$ (?)	$E \approx 150 \text{ kg/mm}^2$
✱ Dural		$\sigma_s \approx 29.1 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 6830 \text{ kg/mm}^2$
✱ Messing		$\sigma_s \approx 24.4 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 10500 \text{ kg/mm}^2$
Bedeutung der Fähnchen: Fähnchen nach oben: $b < h$ Fähnchen nach links: $b > h$ Fehlendes Fähnchen: $b \approx h$			
Andere Profile:			
○ Stahl Flw. 1265.3	Ju	$\sigma_s \approx 75 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
● Stahl Flw. 1265	Ju	$\sigma_s \approx 95 \text{ bis } 135 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
✱ Stahl Flw. 1604.5	Ju	$\sigma_s \approx 104 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
◇ Stahl Flw. 1265	Ju	$\sigma_s \approx 38 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
◆ Stahl Flw. 1265	Ju	$\sigma_s \approx 110 \text{ kg/mm}^2$	$E \approx 20000 \text{ kg/mm}^2$
◆ Cellon	DVL	$\sigma_s \approx 2.5 \text{ kg/mm}^2$ (?)	$E \approx 150 \text{ kg/mm}^2$

*) F. Reinitzhuber: Beitrag zur Berechnung gedrückter, dünnwandiger Profile oberhalb der Beulgrenze. Luftfahrtforschg. Bd. 19 (1942) S. 240/47.

bes; dies bedeutet u. U. eine Verringerung der Tragfähigkeit, wenn nämlich l/i so groß ist, daß bereits die Gefahr der Stabknickung besteht. Arbeitet man mit einem Stahl von geringerer Streckgrenze, so muß man einen weiter rechts liegenden Diagrammpunkt wählen, die Wand also relativ dicker machen und kommt dann mit b und h noch weiter herunter, was mit Rücksicht auf die Knickfestigkeit nur in den seltensten Fällen tragbar sein wird.

Es genügt deshalb nicht, die in Bild 1 dargestellten Zusammenhänge zwischen den Beulfestigkeiten gleichartiger Profilstäbe aus Dural und Stahl zu kennen, sondern man muß sich nach konstruktiven Mitteln umsehen, die Beulfestigkeit dünnwandiger Stäbe zu vergrößern. Dazu bieten sich zwei Wege an: Ersatz der ebenen Wandflächen durch gewölbte und Einführung von Sicken. Über die Wirkung gewölbter Rücken liegen zwei Versuche der Junkers Flugzeug- und Motorenwerke

A. (vor. Zeichnet man sie sich in das Diagramm ein, so sieht man den Gewinn, der im einen Fall 100% beträgt. Über die Wirkung von Sicken liegt etwas mehr Material vor. Zunächst zeigen einige Versuche von Junkers an verschiedenen sehr flachen U-Profilen einen merklichen Gewinn. Außerdem sind in der DVL Versuche an einem ganz anderen Werkstoff gemacht worden, nämlich an Cellon, von denen Bild 2 ein Teilergebn zeigt. Die darin enthaltenen Beullasten lassen sich nicht ganz sicher in Bild 1 übertragen, weil Elastizitätsmodul und Streckgrenze von Cellon wegen Kriecherscheinungen nicht sicher definiert werden können. Wählt man $E = 150 \text{ kg/mm}^2$ und $\sigma_s = 2,5 \text{ kg/mm}^2$, so ergeben sich die in Bild 1 aufgenommenen Punkte, aus denen man den Gewinn durch die Sicking deutlich erkennt.

Eine wesentliche Aufgabe für die experimentelle Forschung hat sich bei der Auswertung des Versuchsmaterials gezeigt: Als Fließgrenze mußte für Bild 1 überall die Streckgrenze des Zugversuchs zugrunde gelegt werden, während natürlich die entsprechende Druckgrenze wirklich maßgebend ist. Bei den Stahlstäben handelt es sich ja vielfach um Material, das einer starken Kaltverformung unterworfen ist, durch die eine Verschiedenheit dieser beiden Grenzen verursacht werden kann. Es ist deshalb nötig, die Spannungs-Dehnungslinie von Blechen und dünnwandigen Profilstäben unmittelbar im Druckbereich zu messen, ohne dabei durch Beullerscheinungen gestört zu werden. Hierfür liegen zwei amerikanische Vorschläge vor: die Paketmethode²⁾ und die Propfenmethode³⁾. Die Paketmethode besteht darin, daß man aus vielen Blechen ein Paket bildet, das wie ein massiver Druckstab ziemlich hoch belastet werden kann, wenn es gelingt, die Bleche so zusammenzuhalten, daß sie nicht ausbeulen, aber auch in

ihrer Querdehnung nicht merklich behindert werden. Die Erfüllung dieser beiden Forderungen ist nicht ganz einfach. In der DVL wird z. Z. ein Belastungsgerät gebaut, das für solche Versuche benutzt werden soll und wesentlich einfacher ist als das amerikanische. Nach seiner Fertigstellung und Erprobung wird darüber weiteres berichtet werden. Die Propfenmethode ist für dünnwandige Rohre gedacht und besteht darin, den Hohlraum durch einen Propfen auszufüllen, der an der Aufnahme der Druckkräfte nicht teilnimmt, aber doch der dünnen Rohrwand eine hinreichende Abstützung gibt, um sie am Ausbeulen zu hindern. Auch diese Methode haben wir versucht und sind dabei auf mancherlei Schwierigkeiten gestoßen, an deren Überwindung z. Z. noch gearbeitet wird.

2. Knickung

Nur kürzere Stäbe werden durch Beulung zerstört, längere dagegen durch Knickung. Hier ist im Gegensatz zur Beulung unter sauberen Versuchsbedingungen die rechnerische Knicklast auch die wirkliche Bruchlast. Sie ist bekanntlich proportional dem Trägheitsmoment des Stabquerschnitts und für lange Stäbe dem Elastizitätsmodul, an dessen Stelle für kürzere Stäbe und dementsprechend höhere Knickspannungen der Knickmodul tritt, der stets kleiner ist, für kurze Stäbe sogar beträchtlich.

Der Elastizitätsmodul von Stahl ist rund 3mal so groß wie der des Durals. Das Trägheitsmoment braucht also nur $\frac{1}{3}$ zu betragen, und da die Querschnittsfläche für geometrisch ähnliche Querschnitte der Wurzel aus dem Trägheitsmoment proportional ist, so hat der Stahlstab nur das $\frac{1}{\sqrt{3}}$ -fache Volumen, also das 1,6-fache Gewicht. Dabei ist er für gleiche Länge und gleiche Tragkraft schlanker als der Duralstab. Unterhalb einer bestimmten Schlankheit kommt der Duralstab ins unelastische Gebiet, während der Stahlstab noch elastisch bleibt. Damit vergrößert sich die Spanne der Moduln, und das Gewichtsverhältnis wird günstiger. In Bild 3 ist das Gewichtsverhältnis, das sich so für geometrisch ähnliche Querschnitte ergibt, als Funktion der Schlank-

²⁾ C. S. Vitchison, L. B. Tuckerman: The "pack" method for compressive tests of thin specimens of material used in thin wall structures. NACA Rep. 649 (1939).

³⁾ Barlow, Stillwell, H. S. Lu: The "plug" method for obtaining the compressive elastic properties of thin-walled sections. J. Aeron. Sci. Bd. 8 (1951).

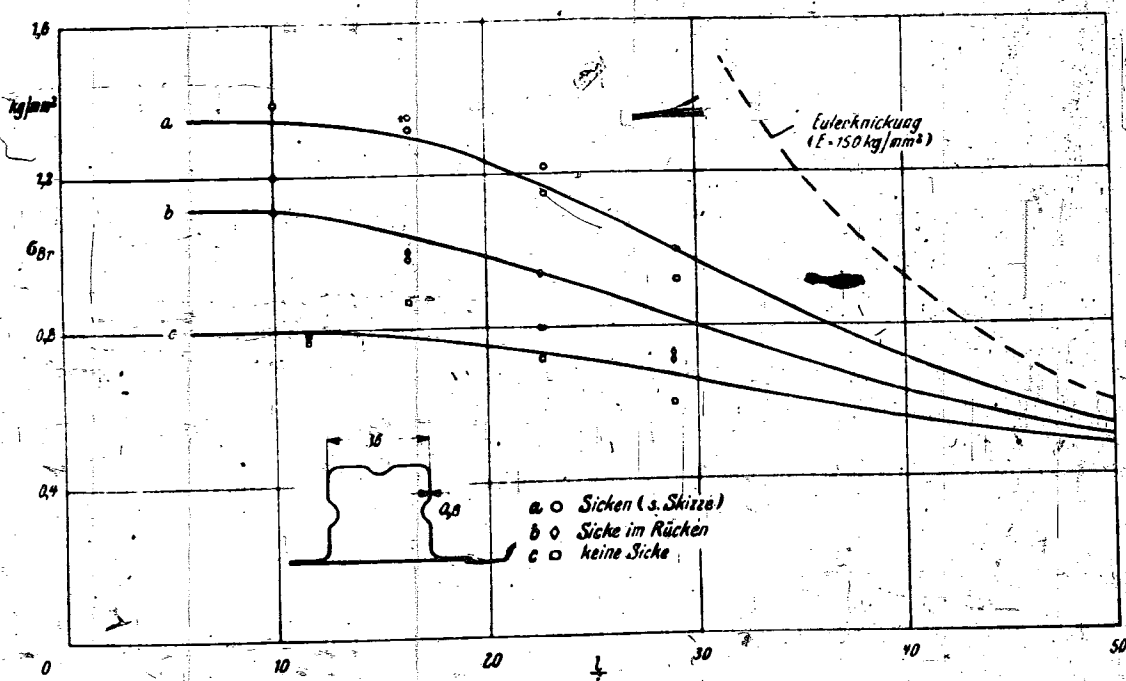


Bild 2. Druckversuche an Cellonstäben

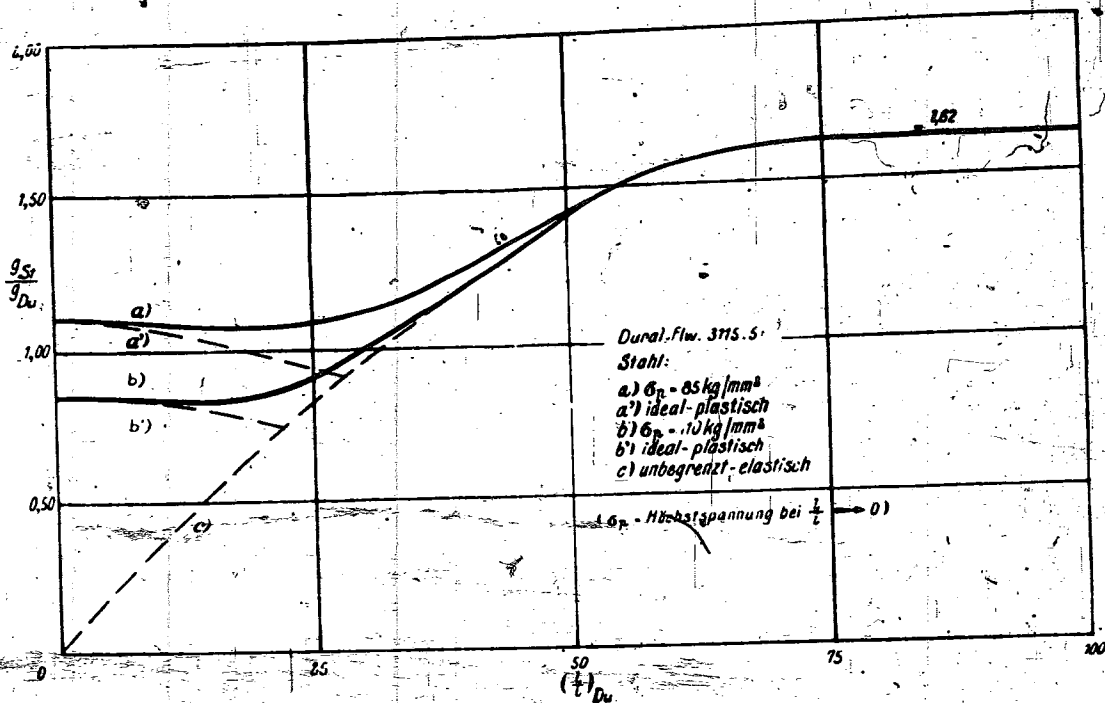


Bild 3. Gewichtsvergleich für Knickstäbe mit ähnlichen Querschnitten

heit aufgetragen. Nimmt die Stablänge noch weiter ab, so kommt auch der Stahlstab ins unelastische Gebiet und damit wird die sonst nach Kurve c in Bild 3 immer mehr zu Gunsten des Stahls verlaufende Entwicklung des Gewichtsverhältnisses entsprechend den Kurven a und b wieder aufgehoben. Die Figur lehrt, daß es im Gebiet geringer Schlankheit mit einem guten Stahl tatsächlich möglich ist, durch ähnliche Abänderung des Querschnitts sogar leichter oder doch nicht wesentlich schwerer zu bauen als mit Dural. Für mittlere und vor allem für große Schlankheit ist es dagegen unmöglich, so einfach umzukonstruieren. Hier ist es nötig, zu einer Querschnittsform überzugehen, die bei gleicher Querschnittsfläche F ein wesentlich größeres Trägheitsmoment I liefert. Man muß also $F/\sqrt{I}$ so klein als möglich wählen, d. h. den Querschnitt mehr aufblähen. Damit wachsen aber sofort die Beulschwierigkeiten.

3. Zusammenspiel von Knickung und Beulung

Da sich in der Umstellung weder das Beulproblem lösen läßt, ohne die dadurch entstehende Änderung der Knickgefahr zu beachten, noch umgekehrt das Knickproblem ohne Rücksicht auf die Beulgefahr, so ist es nötig, das Zusammenspiel beider Vorgänge genauer zu untersuchen.

Als Beispiel sei dafür ein Rohr von quadratischem Querschnitt gewählt. Bild 4a zeigt die Tragkraft eines solchen Stabes aus Dural, wobei der gleiche Querschnitt beibehalten ist und die Stablänge sich längs der Abszisse ändert. Rechts sieht man die Eulerhyperbel: je länger der Stab, desto niedriger seine Knicklast. Links schließt sich aber nicht der bekannte unelastische Teil an, sondern die Kurve ist abgeschnitten durch die Beulbruchlast $P = P^*$. In der Umgebung des Schnittpunktes beider Kurven zeigen Versuche in der Regel einen allmählichen Übergang der einen Bruchursache in die andere und damit eine Ausrundung der Tragkraftkurve; doch genügt die in Bild 4a gezeigte idealisierte Form zur grundsätzlichen Erörterung der Zusammenhänge. Ist die Länge l des Stabes größer als diejenige l^* , für die die Knicklast

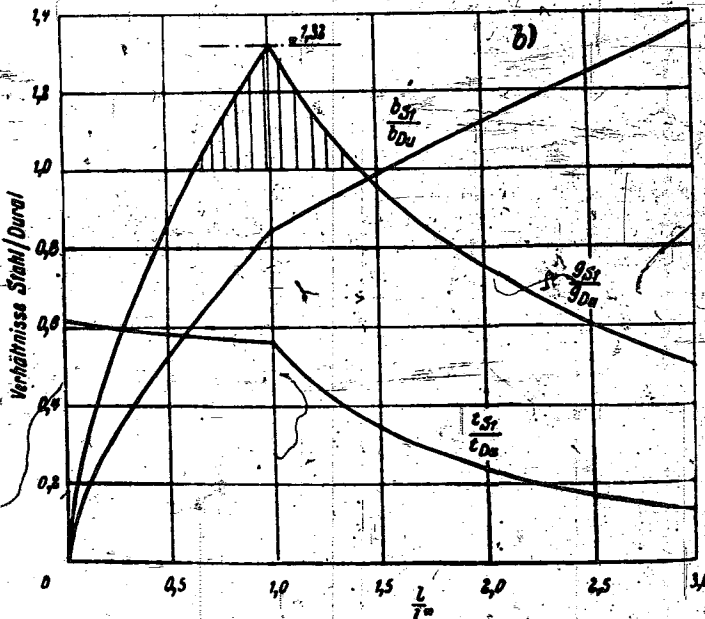
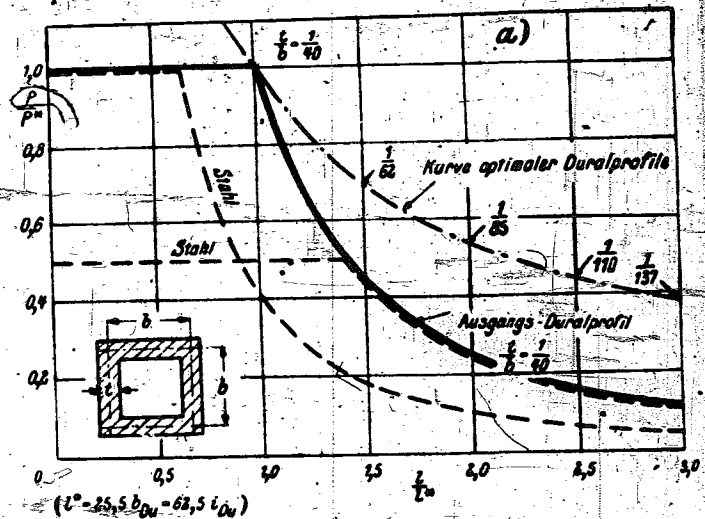


Bild 4a und 4b. Gewichtsvergleich für Knickstäbe mit veränderlichem Wandigkeitsverhältnis

gerade gleich der Beullast ist, so ist seine Beulfestigkeit nicht voll in Anspruch genommen, weil er schon vorher ausknickt. Man könnte den Querschnitt bei gleicher Fläche also noch etwas weiter und dünnwandiger machen und damit die Eulerlast heben, bis sie gleich der Beullast wird und kommt dann auf die strichpunktierte Kurve. Umgekehrt ist es für einen kurzen Stab: Da ist die Beulfestigkeit zu gering, um seine Knickfestigkeit voll ausnutzen zu können. Man würde also hier gut tun, den Querschnitt kleiner und dafür dickwandiger zu machen, so daß seine Beulfestigkeit auf Kosten der Knickfestigkeit gehoben wird, bis beide gleich werden. Wir sehen daraus, daß nur derjenige Stab optimal bemessen ist, der durch den Eckpunkt der Tragkraftkurve dargestellt ist. Er wäre also schon in der Leichtmetallkonstruktion zu erstreben. Wie weit das wohl erreicht wird, zeigt ein Blick auf die Normen. Der quadratische Querschnitt kommt in etwas abgeänderter Form vor, wenn ein Blech durch ein geschlossenes A-Profil ausgesteift wird. Eine einfache Nachrechnung zeigt, daß zu den Normalprofilen von 20 bis 40 mm Höhe die Länge optimaler Bemessung je nach der Wanddicke zwischen 20 und 100 cm liegt. Es ist nicht anzunehmen, daß sich die Benutzung dieser Profile jeweils auf die nähere Umgebung einer solchen Länge beschränkt.

Wenn wir den Duralstab, dessen Festigkeit durch die ausgezogene Kurve dargestellt wird, durch einen Stahlstab von ebenfalls quadratischem Profil ersetzen wollen, so können wir uns für jede Länge dasjenige Wandigkeitsverhältnis suchen, das zu optimaler Bemessung führt. Selbst für den besten Punkt des Duralprofils ermäßigt sich so das Mehrgewicht auf 32% (s. Bild 4b) gegenüber 62% für ähnliche Verkleinerung des Querschnitts (siehe Bild 3). Jede Abweichung des Duralstabes vom Optimalpunkt macht die Lage für Stahl günstiger, und beiderseits erreicht man bald die Gewichtsgleichheit (gestrichelte Tragkraftkurven in Bild 4a). Man kann also die an sich für Stahl ungünstige Lage dadurch verbessern, daß man eine größere Profilserie zur Auswahl bereitstellt mit stark verschiedenen Wandigkeitsverhältnissen. Dann ist es möglich, im Stahl dem Optimalpunkt näher zu kommen und dadurch den Vorteil, den das Leichtmetall an sich hat, aufzuholen. In dem mittleren Bereich läßt sich eine Gewichtsgleichheit nur erreichen, wenn man den Querschnitt günstiger gestaltet, also je nach den Möglichkeiten der Fertigung z. B. zum wesentlich festeren Kreisrohr übergeht oder die beuggefährdeten ebenen Flächen durch Sicken versteift.

II. Teilschalen

Während es uns für Profilstäbe gelungen ist, Richtlinien aufzustellen, nach denen eine Umkonstruktion in Stahl zu geschehen hat, und auch zu zeigen, in welchem Rahmen sie etwa Erfolg haben wird, fehlt auf dem Teilschalengebiet noch eine solche ordnende Theorie. Aus den früheren Versuchen und den daran geknüpften Rechnungen ist bekannt, daß in einer auf Druck belasteten Teilschale zunächst das Blech zwischen den Stringern ausbeult. Mit wachsender Überschreitung seiner Beullast wandert die weiter zugeführte Last in immer wachsendem Maße in die Stringer, während das Blech nur noch wenig aufnimmt, und unter dieser ungleichmäßig verteilten Last erreichen die Stringer schließlich irgend eine kritische Grenze, bei der sie durch örtliches Ausbeulen, Drehknicken oder Eulerknicken zusammenbrechen. Damit ist dann die Traggrenze der Teilschale erreicht. Diese Überlegung zeigt, daß die Vorbereitung

des Bruches bestimmt sein muß durch das Verhältnis der Blechdicke zum Stringerabstand, und daß dann weiter diejenigen Größen entscheidend eingehen werden, die die Festigkeit des Stringers bestimmen: seine Breitenabmessungen, Wanddicke und Länge. Das komplizierte Zusammenspiel dieser Parameter ist im einzelnen noch nicht untersucht, doch sind Arbeiten in dieser Richtung eingeleitet worden, die ein Rückgrat für die Auswertung von Versuchen schaffen sollen. Solche liegen für Dural in großer Menge vor und sind allgemein bekannt⁴⁾; für Stahl gibt es jedoch nur wenige. Ihre Ergebnisse seien hier kurz besprochen, wenn sie auch noch wenig befriedigen und sich noch nicht recht sagen läßt, ob und wie man zu etwas besserem kommen kann.

Die meisten uns bekannt gewordenen Versuche sind bei der Firma Henschel Flugzeug-Werke A.G. gemacht worden. Es waren Schalen von 0,3 bis 0,5 mm Blechdicke mit Z- und offenen A-Stringern. Die beim Bruch getragenen Umfangsbelastungen lagen zwischen 50 und 200 kg/cm, bei einigen noch darunter; die Gewichte je Einheit der Oberfläche zwischen 3,2 und 6,9 kg/cm². Zur Beurteilung der erreichten Gewichte dividiert man diese beiden Zahlen durcheinander, bildet also das Quadratmetergewicht je Einheit der Umfangslast. Das ist eine reziproke Länge, die etwa in km⁻¹ gemessen werden kann. Ihr Wert ist von der Umfangslast abhängig und liegt bei den Henschelversuchen zwischen 0,34 und 1,0 km⁻¹. Das gleiche Ergebnis zeigen auch einige Versuche der Messerschmitt A.G. Für Dural-schalen gleicher Umfangslast liegt er nach früheren Versuchen etwa bei 0,17 — 0,28 km⁻¹, also merklich niedriger. Viel niedrigere Gewichte sind in Versuchen der Firma Focke-Wulf Flugzeugbau G.m.b.H. erreicht worden, entsprechend 0,14 — 0,30 km⁻¹; hier wurden aber Bleche von 0,6 — 1,5 mm Dicke benutzt und dementsprechend Umfangslasten von 300 — 1200 kg/cm erreicht, wozu Vergleichswerte von Dural-schalen nicht vorliegen. Zu beachten ist auch, daß der Spantabstand bei diesen Schalen nur 35 cm betrug gegenüber 50 cm bei Henschel.

Von Interesse ist der Versuch von Henschel, die niedrige Beulspannung der dünnen Stahlbleche dadurch zu erhöhen, daß sie mit einer Sperrholzplatte zusammengeleimt wurden. Diese Verbundtafel wurde dann mit Stringern in üblicher Weise ausgesteift. Es zeigte sich dabei aber kein erheblicher Gewinn. Die Kennzahlen liegen auch hier in denselben Grenzen. Über den Rahmen des hier zu besprechenden hinaus führt der Vorschlag, die aussteifende Schicht wesentlich dicker, dafür aber spezifisch leichter zu machen. Untersuchungen in dieser Richtung in Angriff genommen⁵⁾.

III. Schubbleche

Die Umkonstruktion von Zugfaltensfeldern ist recht schwierig. Soweit es sich um stark ausgebeulte Bleche handelt, ist zwar die Faltenzugspannung maßgebend, und

4) H. Ebner: Theorie und Versuche zur Festigkeit von Schalenrümpfen. Luftfahrtforschung Bd. 14 (1937) S. 93.

5) H. Ebner: Zur Festigkeit von Schalen- und Rohrholmflügeln. Luftfahrtforschung Bd. 14 (1937) S. 179.

1) J. Gerard: Monocoque construction. J. Roy. Aeronaut. Soc. Bd. 41 (1937) S. 467.

2) J. Gerard, B. G. Dickens: Stressed skin structures, compression tests of panels with tubular stiffeners. Aeron. Res. Comm. Rep. 1830 (1938).

3) W. Flüge, K. Marguerre: Die optimale Knicklast eines Stabes, der aus zwei durch einen leichten Füllstoff verbundenen Blechen besteht. UM 1360/1; K. Marguerre: Die optimale Beullast einer längs gedrückten, gelenkig gelagerten Platte, die aus zwei durch einen leichten Füllstoff verbundenen Blechen besteht. UM 1360/2.

Dural

 $t_{BL} = 1,5 \text{ mm}$
 $t_{Pr} = 2,0 \text{ mm}$

Vorgeschlagene Stahlausführungen

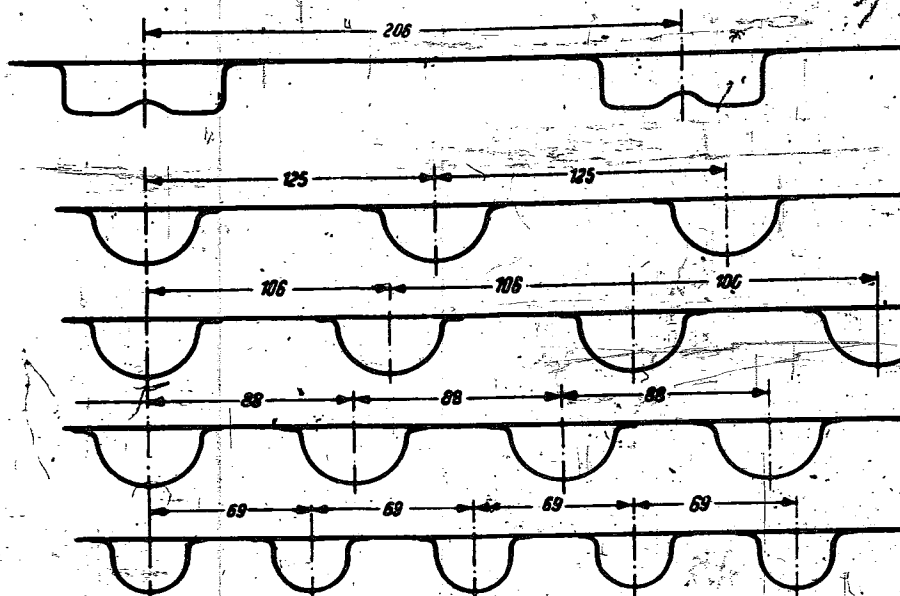
 $t_{BL} = 0,6 \text{ mm}$
 $t_{Pr} = 0,6 \text{ mm}$
 $t_{BL} = 0,5 \text{ mm}$
 $t_{Pr} = 0,6 \text{ mm}$
 $t_{BL} = 0,5 \text{ mm}$
 $t_{Pr} = 0,5 \text{ mm}$
 $t_{BL} = 0,4 \text{ mm}$
 $t_{Pr} = 0,5 \text{ mm}$


Bild 5. Umstellung eines tragenden Flügeldeckels

es liegen dann dieselben einfachen Verhältnisse vor, wie beim Zugstab. Auch die Beanspruchung der Randträger ist dann dieselbe, gleichgültig ob sie ein Duralblech oder das ihm entsprechende Stahlblech begrenzen. Im Flugzeugbau hat man es aber schon aus aerodynamischen Gründen stets mit Schubfeldern von geringem Überschreitungsgrad zu tun. Dann aber liegen die Verhältnisse recht verwickelt und man kann eigentlich nur fertige Konstruktionen miteinander vergleichen. Versuche hierzu liegen für das eigentliche Dünnblechgebiet noch nicht vor, sondern nur für Stege von Flügelholmen, die hier außer Betracht bleiben sollen.

Von Überlegungen, die unmittelbar die dünnwandige Außenhaut der Flugzeuge betreffen, sollen — da uns andere Überlegungen dieser Art nicht bekannt geworden sind — nur die von der DVE in Zusammenarbeit mit der Firma Messerschmitt in Angriff genommenen kurz besprochen werden. Darin wird untersucht, wie sich Flügelbeplankungsbleche umstellen lassen, die durch Schubkräfte in ihre Ebene und durch einen äußeren Überdruck (Flügeloberseite) belastet sind. Die Bleche sind in Richtung der Flügeliefe durch Profilstäbe versteift, die einen Teil der Querlast durch ihre Biegefestigkeit nach den Rändern hin übertragen. Bild 5 zeigt unter der Duralkonstruktion einige Stahlentwürfe, die gewichtsgleich sind und im Bruchversuch erprobt werden sollen. Die Duralkonstruktion ist beulsteif. Da mit dem Auftreten von Beulen Spannungumlagerungen stattfinden würden, die sich gewichtlich ungünstig auswirken, so mußte dafür Sorge getragen werden, daß auch die dünnwandige Stahlkonstruktion in allen Teilen beulsteif wurde. Deshalb ist z. B. in den meisten Entwürfen der Blechstreifen zwischen den Profilstäben etwas schmaler als der über den Stäben, weil ja nur der eine

den vollen Schubfluß zu übertragen hat und beide beulsteif sein müssen. Die Profilrücken, die aus der Biegung des Ganzen Druck bekommen, mußten kreisförmig gewölbt werden, damit sie trotz der geringeren Wanddicke dem gesickten Duralprofil gleichwertig sind. Nach der Vorberechnung sollen alle diese Entwürfe bei gleichem Gewicht die gleiche Tragfähigkeit haben wie das Vorbild aus Leichtmetall. Ihre Durchbiegung unter der Luftlast wird bei gleicher Bauhöhe um ein geringes größer sein.

IV. Zusammenfassung

Im vorstehenden wurde ein Überblick über einige die Stahlumstellung betreffende Fragen der Flugzeugstatik gegeben. Auf dem Gebiet der Beulung und Knickung dünnwandiger Profilstäbe liegen bereits Ergebnisse allgemeiner Art vor, die für die Planung weiterer Versuchsarbeiten die Grundlage bilden können, während für Teilschalen und Schubfelder bis jetzt nur Einzelergebnisse vorhanden sind.

Die Untersuchung stützt sich auf zahlreiche Einzelversuche fast aller deutschen Flugzeugwerke. Allen, die durch Überlassung von Unterlagen die Arbeit ermöglicht haben, sei hier dafür gedankt.

Nachwort: Das Erscheinen dieses Berichts ist durch Kriegsereignisse lange verzögert worden. Er stellt deshalb einen schon weit zurückliegenden Stand der Entwicklung dar. Um das Erscheinen der darin verarbeiteten Teilergebnisse nicht noch weiter zu verzögern, wurde davon Abstand genommen, ihn nochmals umzuarbeiten. Es ist jedoch beabsichtigt, möglichst bald einen weiteren Bericht über neuere Ergebnisse folgen zu lassen.

Luftfahrtschrifttum des Auslandes in Übersetzungen

Dezember 1944

Systemzahl	Bestell-Nr.	Systemzahl	Bestell-Nr.
A 22 1 E 21 1	3168	E 22 1	3177
G. Fitzgerald-Lee: Festigkeitswerte von Stählen (Graph. Methode für wechselseitige Beziehungen von Zugfestigkeit, Dehnungsgrenze, Brinellhärte u. Izod-Kerbzähigkeit) Übersetzt aus: Aircr. Engrg. Bd. 15 (November 1943) Nr. 177, S. 334/35. 4 Seiten, 4 Tafeln		T. J. Ess: Aluminium in Trentwood Übersetzt aus: Iron & Steel Engineer Bd. 21 (Januar 1944) Nr. 1, Seite 51. 13 Seiten, 13 Abb. Übersetzt durch: RLM	
A 35 27	3169	E 22 3	3178
N. A. Saks: Die Aerodynamik eines Flügels mit Absaugen und Abblasen der Grenzschicht Übersetzt aus: Ber. Luftkriegsakademie Moskau Nr. 54 (1940). 90 Seiten, 60 Abb.		W. W. Tschitschagow: Bestimmung der Diffusionsgeschwindigkeit der intermetallischen Verbindung Al_3Mg_4 in Magnesiumlegierungen Übersetzt aus: Bericht der Luftkriegsakademie Nr. 67 (1940). 24 Seiten, 17 Abb.	
A 35 27	3170	E 22 3	3179
Regelung der Grenzschichtverhältnisse Übersetzt aus: Flight Bd. 45 (9. 3. 1944) Nr. 1837 S. 260-262. 6 Seiten, 6 Abb. Übersetzt durch: BMW, München		Bearbeitung von Magnesiumteilen für die Motoren von Bombenflugzeugen Übersetzt aus: Machinery Bd. 62 (4. 3. 1943) Nr. 1586, S. 236/40. 7 Seiten, 9 Abb. Übersetzt durch: RLM	
A 35 81	3174	E 5	3180
R. Jamin: Hochgeschwindigkeits-Windkanäle mit Vakuumkessel Übersetzt aus: Publ. Sci. Techn. Secr. d'Etat à l'Aviation Nr. 174 (1941). 48 Seiten, 7 Abb.		E. G. Couzens / V. E. Varsley: Kunststoffe. Ein Rückblick über die Fortschritte des Jahres 1943 Übersetzt aus: Chemical Age (15. 1. 1944) S. 75/80 14 Seiten Übersetzt durch: RLM	
A 7	3172	E 5	3181
Infrarote Strahlung Übersetzt aus: Aircr. Prod. Bd. 5 (August 1943) Nr. 28 S. 405/06. 5 Seiten, 6 Abb. Übersetzt durch: RLM		S. W. Place: Wärmeeinwirkungen auf Phenolharz-Schichtstoffe Übersetzt aus: Modern Plastics Bd. 18 (September 1940) Nr. 1, S. 59/62. 8 Seiten, 4 Abb., 5 Tafeln Übersetzt durch: RLM	
E 1 — 4	3173	E 5	3182
Risseprüfung nach dem Fluoreszenzverfahren „Glimmender Riß“ Übersetzt aus: Engineer Bd. 174 (4. September 1942) Nr. 4521, S. 201. 3 Seiten, 2 Abb.		C. Ridley: Gummi (Eine Betrachtung über natürlichen und künstlichen Ersatz) Übersetzt aus: Automob. Engr. Bd. 33 (August 1943) Nr. 437, S. 334/37. 19 Seiten, 1 Tafel	
E 21 1	3174	E 5 — 2	3183
Ausweichstähle (Neue amerikanische Entwicklungen für Flugzeugmotorenbau) Übersetzt aus: Automob. Engr. Bd. 33 (September 1943) Nr. 440, S. 380/81. 8 Seiten, 1 Tafel		Die elektrischen Eigenschaften von Neopren Übersetzt aus: Electrician Bd. 131 (27. 8. 1943) Nr. 3404, S. 207/08. 7 Seiten Übersetzt durch: RLM	
E 21 — 13	3175	G 35	3184
E. Schmued: Schwach legierter Stahl mit wenig Kohlenstoff für Flugzeug in Schalenbauweise Übersetzt aus: Aero Digest Bd. 41 (Juli 1942) Nr. 1, S. 191/92, 195/96, 199 und 370; Bd. 41 (September 1942) Nr. 3, S. 230, 235/36, 239/40 und 281/84; Bd. 41 (November 1942) Nr. 5, S. 145/46, 148 und 150 33 Seiten, 36 Abb., 4 Tafeln Übersetzt durch: RLM		F. Charron: Studie über die Fettigkeit der Schmiermittel (2. Teil) Übersetzt aus: Publ. Sci. Techn. Min. de l'Air. Nr. 169 (1940). 30 Seiten, 4 Abb., 15 Tafeln	
E 22 1	3176	I 11	3185
H. Brown: Eine selbstalternde Aluminiumlegierung höher Festigkeit Übersetzt aus: Aero Dig. Bd. 42 (Mai 1943) Nr. 5 8 Seiten, 2 Abb. Übersetzt durch: RLM		Blechverformung und Biegen von Rohren bei der Herstellung von Lancaster-Bombenflugzeugen Übersetzt aus: Machinery Bd. 62 (11. 3. 1943) Nr. 1587 S. 262/66. 6 Seiten, 8 Abb. Übersetzt durch: RLM	

Systemzahl	Bestell-Nr.	Systemzahl	Bestell-Nr.
I 31 3	3186	M 91	3197
R. Milmo: Anwendungen der Abschmelzschweißung in der Fertigung		Abwurf tanks (Andere Werkstoffe für Ergänzungsausrüstung zur Brennstoffmitnahme)	
Übersetzt aus: SAE-Journ. Bd. 51 (Februar 1943) Nr. 2, S. 73. 3 Seiten		Übersetzt aus: Aircr. Prod. Bd. 5 (August 1943) Nr. 58, S. 376/77. 3 Seiten, 5 Abb.	
		Übersetzt durch: RLM	
K 33 1	3187	M 92	3198
J. A. Oates: Die Herkules-Kurbelwelle (Konstruktionseinzelheiten, Bearbeitung und Zusammenbau in einem Nachbauwerk)		Morrison u. Fraas: Selbsttätige Regelung des Flügel-motors	
Übersetzt aus: Aircr. Prod. Bd. 6 (Februar 1944) Nr. 64, S. 59/66. 16 Seiten, 21 Abb.		Übersetzt aus: Aviation Bd. 42 (November 1943) Nr. 11, S. 132/34, 257/58 u. 299. 8 Seiten, 8 Abb.	
		Übersetzt durch: RLM	
K 33 7	3188	M 93	3199
Entwurf und Behandlung von Kugellagern		W. D. Cannon: Anforderungen an Vergaser-Luftfilter für Flugmotoren	
Übersetzt aus: Machinery Lloyd Bd. 16 (März 1944) Nr. 9, S. 46/49. 9 Seiten, 6 Abb.		Übersetzt aus: SAE-Journ. Bd. 51 (Februar 1943) Nr. 2, S. 33a/37a u. 63a. 15 Seiten, 12 Abb.	
K 33 7	3189	M 93	3200
Geteilte Kugel- und Rollenlager		Chr. H. Fisher: Vergaser, Einspritzpumpe oder ...	
Übersetzt aus: Autom. Engineer Bd. 30 (März 1940) Nr. 395, S. 72. 3 Seiten, 2 Abb.		(Ein Vergleich der verschiedenen Ausführungsmöglichkeiten bei der Kraftstoffversorgung von Flugmotoren)	
		Übersetzt aus: Flight Bd. 40 (21. 8. 1941) Nr. 1704, S. g/h. 9 Seiten, 1 Abb.	
K 35	3190	M 96	3201
Elektrische Steuerung		T. E. G. Bowden: Flugmotoren-Kühlsysteme. Beschreibung und Wirkungsweise der verschiedenen Systeme	
Übersetzt aus: New York Times (15. 3. 1943) Spalte 7 1 Seite		Übersetzt aus: Newnes Pract. Mechanics Bd. 10 (September 1943) Nr. 120, S. 406/07. 8 Seiten, 5 Abb.	
M 1	3191	P 14 4	3202
W. J. Polikowskij, P. S. Froloff, P. P. Koroljeff: Höhenkennlinien von Flugmotoren unter Flugbedingungen		Maßnahmen zur Gummieinsparung	
Übersetzt aus: ZAHl-Bericht Nr. 347 (1938) 214 Seiten, 113 Abb.		Übersetzt aus: Aircr. Prod. Bd. 5 (April 1943) Nr. 54, S. 175. 2 Seiten, 4 Abb.	
		Übersetzt durch: RLM	
M 12 M 11	3192	P 31 4	3203
G. O. Lloyd: Diesel- oder Benzin-Motor?		E. W. Balamutenko und B. T. Goroschtschenko: Bestimmung der Lilienthal-Polare eines Flugzeuges im Bereich großer Anstellwinkel	
Übersetzt aus: Newnes Practical Mechanics (Januar 1944) S. 137/38. 4 Seiten, 6 Abb.		Übersetzt aus: ZAHl-Ber. Nr. 417 (1939) 28 Seiten, 18 Abb.	
M 2 —7	3193	P 31 7	3204
Bohoffström: Das Anlassen von Flugmotoren in kaltem Zustand		L. Lazzarino: Die Berechnungen der Kurslinien von Flugzeugen	
Übersetzt aus: Tekn. Tidskrift Jg. 73 (Juli 1943) Nr. 29 12 Seiten, 21 Abb.		Übersetzt aus: Aerotecnica Bd. 23 (Januar/Februar 1943) Nr. 1/2, S. 46/52. 14 Seiten, 1 Abb.	
Übersetzt durch: RLM			
M 2 —9	3194	P 31 73	3205
Der Cheetah-Flugmotor		C. Cremona: Die Übergangskurve beim Fliegen	
Übersetzt aus: Flight Bd. 43 (Juni 1943) Nr. 1800, S. 656/57. 4 Seiten, 2 Abb.		Übersetzt aus: Aerotecnica Bd. 23 (Januar/Februar 1943) Nr. 1/2, S. 39/45. 9 Seiten, 5 Abb.	
Übersetzt durch: RLM			
M 2 —9	3195	P 32 —9	3206
J. A. Oates: „Cheetah X“		P. Dublanc: Ist der zweimotorige Zerstörer überholt? Vom Begleitzerstörer zum Jagdbomber	
Übersetzt aus: Aircraft Production Bd. 5 (August/September 1943) Nr. 58/59. 31 Seiten, 62 Abb.		Übersetzt aus: Sci. et la Vie (Januar 1943) S. 43/48 11 Seiten, 10 Abb.	
Übersetzt durch: RLM			
M 4	3196	P 32 —9	3207
G. G. Smith: Die Verwendung von Gasturbinen-Triebwerken in Nurflügel-Flugzeugen		E. E. Miller: Baubeschreibung der Bell „Airacobra“ vom Bug bis zum Heck	
Übersetzt aus: Flight Bd. 43 (13. Mai 1943) Nr. 1794, S. 496/98. 7 Seiten, 1 Abb.		Übersetzt aus: Aviation Bd. 42 (Mai 1943) Nr. 5 S. 126/55. 32 Seiten, 60 Abb., 5 Tafeln	
Übersetzt durch: RLM		Übersetzt durch: RLM	

Systemzahl	Bestell-Nr.	Systemzahl	Bestell-Nr.
P 39 01	3208	P 42	3220
H. Chase: Die Eastern Aircraft baut „Avenger“ Flugzeuge Übersetzt aus: <i>Aviation Bd. 42 (Juli 1943) Nr. 7</i> S. 168/73, 326/27 u. 329. 10 Seiten, 13 Abb. Übersetzt durch: RLM		Luft-hydraulische und hydraulische Geräte der Firma Lockheed Übersetzt aus: <i>Aeroplane Bd. 65 (30. 7. 1943) Nr. 1679, S. 125/27, 10 Seiten, 4 Abb.</i> Übersetzt durch: RLM	
P 39 01 1	3209	P 42	3221
Das Problem der Flugzeugproduktion Übersetzt aus: <i>Tekn. Tidskrift Jg. 73 (Mai 1943) Nr. 18b, S. 250/56, 17 Seiten, 9 Abb.</i>		Die Betätigung von MG-Türmen (Einzelheiten der hydraul. Steuerung von Parnall-D.-Mehrschaukel-Ölmotor) Übersetzt aus: <i>Flight Bd. 42 (5. 11. 1942) Nr. 1767, S. 502/03, 2 Seiten, 7 Abb.</i> Übersetzt durch: RLM	
P 39 01 1	3210	P 44	3222
P. G. Zimmermann: Wie erreicht man schnelle Fertigung? Übersetzt aus: <i>Canad. Aviation Bd. 14 (Januar 1941) Nr. 1, S. 37/39, 12 Seiten, 3 Abb.</i>		A. S. Iriow: Die physikalischen Bedingungen der Flugzeugvereisung Übersetzt aus: <i>Ber. Luftkriegsakad. Moskau Nr. 52 (1939) 26 Seiten, 8 Abb., 10 Tafeln</i> Übersetzt durch: RLM	
P 39 01 1	3211	P 46	3223
E. A. Corey: Lenkung der Fertigung (Ein praktisches Planungs- und Überwachungssystem) Übersetzt aus: <i>Aircr. Prod. Bd. 4 (Dezember 1942) Nr. 50, S. 724/26, 14 Seiten, 1 Abb.</i>		Der Rotol-„A. G. P.“ Eine neue Hilfsgeneratoranlage mit einer Dauerleistung von 20 kW Übersetzt aus: <i>Flight Bd. 44 (4. 11. 1943) Nr. 1819, S. 500/01, 6 Seiten, 4 Abb.</i>	
P 39 01 1	3212	P 51	3224
W. Wologdin: Der richtige Weg zur Intensivierung der Produktion Übersetzt aus: <i>Izvestija Jg. 27 (1943) Nr. 304, 9 Seiten</i>		Wellblech-Membranen bei Flugzeug-Druck-Meß-Instrumenten Übersetzt aus: <i>NACA Technical Notes Nr. 738 39 Seiten, 11 Abb., 4 Tafeln</i> Übersetzt durch: E. Stelle Reclin	
P 39 01 4	3213	P 51	3225
Massenproduktion von Gleitflugzeugen Übersetzt aus: <i>Aircr. Prod. Bd. 5 (Januar 1943) Nr. 51 3 Seiten, 5 Abb.</i> Übersetzt durch: RLM		Flugzeug-Instrumente Übersetzt aus: <i>Flight Bd. 44 (11. 11. 1943) Nr. 1820 S. 534/39, 11 Seiten, 14 Abb.</i> Übersetzt durch: RLM	
P 39 01 7	3214	P 51 1	3226
Plastische Oberstempel. Eine neue Werkzeugtechnik für Schlaghämmer und hydraulische Pressen Übersetzt aus: <i>Aircr. Prod. Bd. 5 (April 1943) Nr. 54, S. 166/69, 9 Seiten, 7 Abb.</i>		K. J. De Juhasz: Graphische Untersuchung der Anzeigeverzögerung bei Fahrtmessern Übersetzt aus: <i>J. Aeron. Sci. Bd. 10 (März 1943) Nr. 3, S. 91/97, 14 Seiten, 10 Abb.</i> Übersetzt durch: RLM	
P 32 02	3215	P 52 1	3227
Die Bauweise deutscher Flugzeuge Übersetzt aus: <i>Aircr. Prod. Bd. 5 (Oktober 1943) Nr. 60, S. 495/501, 27 Seiten, 14 Abb., 4 Tafeln</i> Übersetzt durch: RLM		Flugzeuginstrumente 2. Teil: Motoren- und Zusatzausrüstung Übersetzt aus: <i>Flight Bd. 44 (18. 11. 1943) Nr. 1821, S. 559/63, 16 Seiten, 16 Abb.</i>	
P 39 02	3216	P 53 — 5	3228
L. R. Morphew: Die Einheitsspann-Bauweise Übersetzt aus: <i>Aeroplane Bd. 65 (24. 12. 1943) Nr. 1700, 3 Seiten, 4 Abb.</i> Übersetzt durch: RLM		Ch. B. Bovill: Funkeinrichtung für die Flugzeugnavigation Übersetzt aus: <i>Wireless World Bd. 50 (März 1944) Nr. 3, S. 79/81, 10 Seiten, 3 Abb.</i> Übersetzt durch: RLM	
P 39 8	3217	P 75	3229
K. A. Minajeff: Ergebnisse von Druckversuchen an Walzprofilen Übersetzt aus: <i>ZAHl — Techn. Mitt. Nr. 189 (1938) 14 Seiten, 9 Abb., 2 Tafeln</i>		Abflug mit Starthilfe. Die Rolle von Trägerflugzeugen im Vergleich mit verschiedenen anderen Methoden Übersetzt aus: <i>Flight Bd. 44 (30. 12. 1943) Nr. 1827, S. 732/33, 7 Seiten</i>	
P 39 91	3218		
Das Fahrwerk des Störling Übersetzt aus: <i>Aircr. Prod. Bd. 4 (November 1942) Nr. 49, 12 Seiten, 23 Abb.</i> Übersetzt durch: RLM			
P 39 91	3219		
Das Reifenwechseln Übersetzt aus: <i>Flight Bd. 44 (9. 12. 1943) Nr. 1824, S. 643/44, 2 Seiten, 3 Abb.</i> Übersetzt durch: RLM			

Systemzahl	Bestell-Nr.	Systemzahl	Bestell-Nr.
P 91 5	3230	R 33	3240
Reflexvisiere		Ch. Tibbs: Frequenzmodulation Teil I—IV	
Übersetzt aus: <i>Flight</i> Bd. 44 (25. 11. 1943) Nr. 1822, S. 590/91. 5 Seiten, 4 Abb.		Übersetzt aus: <i>Wireless World</i> Bd. 44 (Januar—Juni 1943), Nr. 1—6, S. 2/5, 47/51, 82/85, 111/14, 140/43, 168/71. 67 Seiten, 37 Abb.	
P 91 6	3231	Übersetzt durch: RLM	
Flachbombenwurf		R 33	3241
Übersetzt aus: <i>Aeroplane</i> Bd. 65 (26. 11. 1943) Nr. 1696, S. 612. 3 Seiten, 5 Abb.		J. Kemp: Rohrleiter für elektromagnetische Wellen in der Nachrichtentechnik	
P 91 7	3232	Übersetzt aus: <i>J. Inst. Electr. Engr.</i> Bd. 90 (September 1943) Nr. 11, S. 90/114. 47 Seiten, 39 Abb.	
Brand-Gans		Übersetzt durch: RLM	
Übersetzt aus: <i>Time</i> Nr. 17 (25. 10. 1943) S. 26 2 Seiten		R 33	3242
R 33	3233	J. F. Shipley: Die Wirkung von Blitzschlägen auf Empfangsantennen	
A. H. Beattie und L. Knight: Gerät zum Messen ultrakurzer Wellen		Übersetzt aus: <i>Electronic Engineering</i> Bd. 16 (August 1943) Nr. 186, S. 107. 3 Seiten	
Übersetzt aus: <i>Wireless World</i> Bd. 50 (März 1944) Nr. 3 S. 66/69. 10 Seiten, 8 Abb.		Übersetzt durch: RLM	
Übersetzt durch: RLM		R 33	3243
R 33	3234	E. G. James und J. E. Houlden: Frequenzwandlerdioden	
Ch. Tibbs: Was ist ein FM-Träger?		Übersetzt aus: <i>Wireless Engineer</i> Bd. 20 (Januar 1943) Nr. 232, S. 15, 27. 30 Seiten, 11 Abb.	
Übersetzt aus: <i>Wireless World</i> Bd. 49 (Januar 1943) Nr. 1, S. 2/5. 11 Seiten, 3 Abb.		Übersetzt durch: RLM	
R 33-E 3	3235	R 33	3244
G. R. Reiss: Trocknen von Schichtholz für Holme mit Hochfrequenzen		J. R. Hughes: Die praktische Verwendung von Röhren	
Übersetzt aus: <i>Flying & Pop. Aviation</i> Bd. 32 (März 1943) Nr. 3, S. 33/34 u. 147. 10 Seiten, 4 Abb.		Übersetzt aus: <i>Wireless World</i> Bd. 49 (Oktober 1943) Nr. 10, S. 306/09. 13 Seiten, 2 Abb.	
R 33 A 1	3236	Übersetzt durch: RLM	
R. F. Blackwell und T. A. Straughan: Der Aufbau von Dämpfungsgliedern		R 33	3245
Übersetzt aus: <i>Wireless Engr.</i> Bd. 21 (März 1944) Nr. 246, S. 122/23. 3 Seiten, 3 Abb.		Nachrichtenübertragung unter Verwendung hoher Frequenzen	
R 33	3237	Übersetzt aus: <i>Electronic Engng.</i> Bd. 16 (Januar 1944) Nr. 191, S. 327/28. 8 Seiten, 2 Abb.	
R. E. Burgess: Empfängereingangsschaltungen (Betrachtung zur Dimensionierung für optimales Nutzpegel/Störpegel-Verhältnis)		Übersetzt durch: RLM	
Übersetzt aus: <i>Wireless Engr.</i> Bd. 20 (Februar 1943) Nr. 233, S. 66/76. 26 Seiten, 5 Abb.		R 33	3246
R 33	3238	R. G. Mitchell: Vakuumgleichrichterröhren mit Eingangskondensator	
K. R. Sturley: Gekoppelte Filterkreise		Übersetzt aus: <i>Wireless Engineer</i> Bd. 20 (September 1943) Nr. 240, S. 414/25. 21 Seiten, 18 Abb., 3 Tafeln	
Übersetzt aus: <i>Wireless Engr.</i> Bd. 20 (September 1943) Nr. 240, S. 426/32 u. Bd. 20 (Oktober 1943) Nr. 241 S. 473/81 u. 483. 50 Seiten, 14 Abb.		Übersetzt durch: RLM	
Übersetzt durch: RLM		R 9	3247
R 33	3239	G. F. Bush: Theorie und Technik perspektivischer Projektion, Teil II	
F. M. Colebrook und G. H. Aston: Die Diode als Frequenzwandleröhre		Übersetzt aus: <i>Aviation</i> Bd. 42 (März 1943) Nr. 3, S. 150/51 u. 153. 7 Seiten, 6 Abb.	
Übersetzt aus: <i>Wireless Engineer</i> Bd. 20 (Januar 1943) Nr. 232, S. 5/14. 21 Seiten, 10 Abb.		T 5	3248
Übersetzt durch: RLM		J. A. Oates: Luftbild-Kameras	
		Übersetzt aus: <i>Aircr. Prod.</i> Bd. 5 (Juni 1943) Nr. 56, S. 280/89. 22 Seiten, 29 Abb.	
		Übersetzt durch: RLM	

J. Bukowski

Systematische Windkanalmessungen an Luftschrauben

**Meßergebnisse des Aerodynamischen Instituts
der Technischen Hochschule Warschau**

Umfang 88 Seiten A 4 mit 84 Bildern und 61 Zahlentafeln

**Zu beziehen gegen einen Unkostenbeitrag von 7,50 RM
je Exemplar einschl. Porto und Verpackung durch die ZWB**

Integraltafel

I. Teil: Unbestimmte Integrale

**Herausgegeben von der Arbeitsgruppe
für Industriemathematik in der Luftfahrtforschungsanstalt
Hermann Göring.**

**Zu beziehen bei der
Zentrale für wissenschaftliches Berichtswesen
der Luftfahrtforschung (ZWB)
Unkostenbeitrag: 6 RM**

Übersetzung des russischen Buches

Lader und Aufladung bei Flugmotoren

Moskau 1939, 2. Auflage

650 Seiten, 238 Abb., 37 Zahlentafeln

**Zu bestellen bei
Zentrale für wissenschaftliches Berichtswesen
der Luftfahrtforschung (ZWB)**